TECHNIKA LOTNICZA

KWARTALNIK ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICZYCH

(KOŁO LOTNICZE SIMP)

TREŚĆ ZESZYTU

		str.
Remanenty lotnicze	*Inż. St. KOŚLACZ*	37
Naprężenia w konstrukcjach cienkościennych	*Inż. J. NOWIŃSKI*	39
Lotnicze słownictwo techniczne	—	47
Elektryfikacja lotnisk	*Inż. K. ZUCHOWICZ*	49
Zak 3	*Inż. R. LEWANDOWSKI*	55
Badania w locie przy prędkościach poddźwiękowych	*H. DAVIES, M. Sc., A. F. R. Ae. S.*	59
Nowości techniczne	*J. T. P.*	72
Nowe książki	*B. Ż., Z. B.*	75
Kronika ZPIL	—	76

ROK IV **ZESZYT 2 (5)** **CZERWIEC 1949**

WYDAWCA: INSTYTUT WYDAWNICZY SIMP

Warunki ogłaszania prac w „Technice Lotniczej".

1. Redakcja „Techniki Lotniczej" przyjmuje do druku jedynie prace nigdzie przed tym nie drukowane.

2. Prace zgłaszane do „Techniki Lotniczej" powinny być wykończone pod względem układu treści i stylu, ponadto zgodne z pisownią Polskiej Akademii Umiejętności.

3. Do druku mogą być zgłaszane zarówno prace oryginalne, jak kompilacyjne oraz tłumaczenia ew. streszczenia najcenniejszych artykułów obcych, przy czym należy szczegółowo podać źródła, z których autor korzystał.

4. Redakcja zastrzega sobie prawo czynienia poprawek i skrótów w tekście z tym, że ważniejsze poprawki lub uzupełnienia zostaną uzgodnione z autorem.

5. Nadesłane artykuły kwalifikuje Komitet Redakcyjny T. L., który może zaprosić do współpracy wybranego przez siebie koreferenta, specjalistę danego działu.

6. Redakcja zastrzega sobie prawo do przerysowania lub przerobienia rysunków i wykresów, o ile będą one wykonane w sposób, nie nadający się do wykonania klisz.

7. Każdy nadesłany artykuł powinien być zaopatrzony w krótkie, nie przekraczające 15 wierszy streszczenie.

8. Prace należy nadsyłać pod adresem: Redakcja „Techniki Lotniczej", Warszawa, ul. 6 sierpnia 24.

9. Redakcja nie odpowiada za poglądy wyrażone przez autorów.

СОДЕРЖАНИЕ

	стр.
Инж. ST. KOŚLACZ	
Повоенные авиационные ремаженты	37
Инж. J. NOWIŃSKI.	
Напряжения в тонкостенных конструкциях	39
—	
Авиационная техническая номенклатура	47
Инж. K. ZUCHOWICZ.	
Электрификация аэродромов	49
Инж. R. LEWANDOWSKI.	
Жак 3	55
H. DAVIES, M. Sc., A. F. R. Ae. S.	
Летные опыты при дозвуковых скоростях	59
J. T. P.	
Технические новости	72
B. Ż., Z. B.	
Новые книги	76
—	
Хроника ЗПИЛ	75

CONTENS

	Page
ST. KOŚLACZ, inż.	
Aircraft Remainders after the War	37
J. NOWIŃSKI, inż.	
The Analysis of Stresses in Stressed- Skin Constructions	39
—	
Aircraft Technical Vacabulary	47
K. ZUCHOWICZ, inż.	
The Electrification of Airfields	49
R. LEWANDOWSKI, inż.	
Żak 3.	51
H. DAVIES. M. Sc., A. F. R. Ae. S.	
Flight Research at High Subsonic Speeds.	59
J. T. P	
Technical News	72
B. Ż., Z. B.	
New Book	75
—	
ZPIL Cronicle	76

TECHNIKA LOTNICZA

KWARTALNIK ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICZYCH
(KOŁO LOTNICZE SIMP)

ROK IV ZESZYT 2(5) CZERWIEC 1949 r.

Inż. ST. KOŚLACZ
Główny Instytut Lotnictwa.

Remanenty lotnicze

Wezwanie Prezydium Rady Ministrów do akcji oszczędnościowej i walki z marnotrawstwem powinno nas zmusić do zastanowienia się nad możliwościami przeprowadzenia takiej akcji na terenie lotnictwa. Jednym z posunięć w tym kierunku byłoby prawidłowe i planowe rozładowanie remanentów lotniczych. Istniejący do dziś stan, przy którym niewiadomo, jakie z remanentów nadają się do wykorzystania, a jakie powinny być zakwalifikowane jako złom, musi ulec zmianie.

Remanenty lotnicze mają swoją historię. Błyskawiczny atak wojsk radzieckich spowodował pozostawienie na wysuniętych lotniskach niemieckich oraz w bazach remontowych dużych ilości sprzętu lotniczego. Jeżeli chodzi o półfabrykaty, części zamienne i osprzęt, to akcja Komisji Zwózki Remanentów doprowadziła do skrzętnego zwiezienia i zmagazynowania ich. Poza magazynami pozostały setki zestrzelonych lub uszkodzonych na skutek działań wojennych samolotów niemieckich.

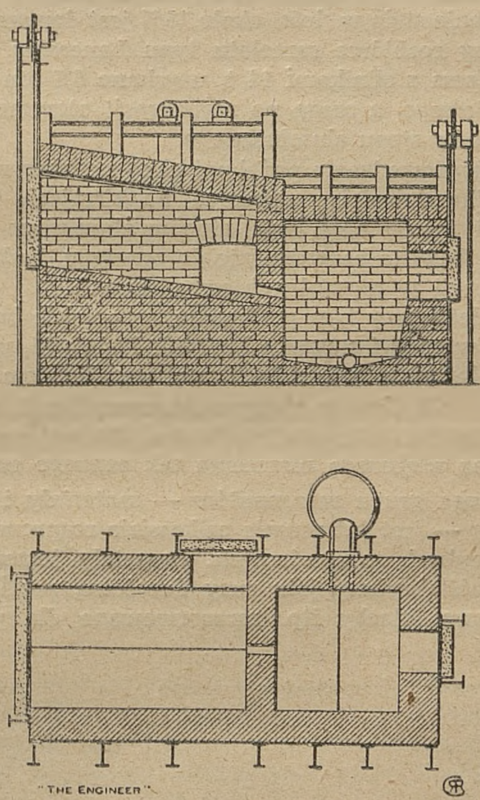
Ocenę i klasyfikację remanentów próbowano załatwić przez stwarzanie dorywczych komisji, lecz akcja ta nie dała rezultatu i całość zagadnienia nie została dotychczas rozwiązana.

Remanenty można podzielić na trzy sasadnicze grupy:

1. płatowce lub ich poszczególne części jak: skrzydła, kadłuby, lotki itp. zespoły, zajmujące dużo miejsca w stosunku do ich ciężaru,
2. materiały i półfabrykaty,
3. części zamienne silników i płatowców, osprzęt, przyrządy pokładowe.

Wykorzystanie pierwszej grupy remanentów jest zagadnieniem skomplikowanym. Właściwie cały ten sprzęt bądź to ze względu na uszkodzenia bądź też na zdekompletowanie, nadaje się tylko na złom. Ale nawet z przetopem jest kłopot. Samoloty metalowe, nawet jeżeli usuniemy silniki, zawierają znaczne ilości metali innych niż aluminium. Stal, brąz i inne stopy o podstawie miedziowej, czy magnezowej występują tu w rozmaitych ilościach. Ze względu na to, że metale te w temperaturze topienia aluminium, tworzą z nim związki lub mieszaniny, otrzymujemy zanieczyszczony stop aluminiowy. Należy więc przed przetopem usunąć wszystkie domieszki, co da się praktycznie osiągnąć. Jedna tylko stal, która występuje tu w postaci małych sworzni, nitów, okuć, linek itp. nie może być całkowicie usunięta, jednak wpływ jej jest stosunkowo niewielki.

Poza tym dużą trudność przy przetopie sprawia to, że złom płatowcowy jest, jak już wspomniano złomem objętościowym, który z trudnością daje się podzielić na drobniejsze części. Jeżeli do tego dodać,



Rys. 1 Schemat pieca do topienia złomu płatowcowego.

że złom płatowcowy jest pokryty farbami ochronnymi, to zrozumiemy niechętne stanowisko rafinerii metali do przetapiania go, tym bardziej, że rafinerie przetapiają złom w piecach tyglowych, co w danym wypadku jest nie wskazane.

Przetapianie złomu powinno się odbywać w piecach płomiennych, specjalnie do tego celu skonstruowanych. Jedno z ciekawych rozwiązań podaje czasopismo „The Engineer" w numerze z 31 grudnia 1948 r.

Sprzęt lotniczy, pocięty na części o wymiarach maksymalnych 1,5 × 3 metry, ładowany jest do dużego pieca, którego podstawa jest nachylona pod kątem 5° ÷ 25° do poziomu. Zanieczyszony złom podgrzewany jest w piecu do punktu topienia aluminium. Płynny stop aluminiowy spływa w dół po pochyłości do zbiornika, a metale o wyższym punkcie topienia opadają na lewą stronę dna i są wyciągane na zewnątrz przez odpowiednie drzwiczki.

Złom aluminiowy musi być przed przetopem odpowiednio oczyszczony. Przygotowanie złomu, według wyżej wspomnianego czasopisma, wygląda następująco. Po sprawdzeniu, czy maszyna posiada jeszcze amunicję lub benzynę, należy zdjąć śmigło i obciąć stalowe łoże silnikowe (wraz z silnikiem). Dalszym etapem jest podniesienie skrzydeł przy pomocy dźwigu umieszczonego na samochodzie i usunięcie sworzni mocujących skrzydło z kadłubem. Następnie należy usunąć podwozie, wymontować zbiorniki paliwa i usunąć z nich protektor, wreszcie pociąć szkielet na części.

Po pocięciu na części należy złom aluminiowy oczyścić możliwie dokładnie od innych metali. Zanieczyszczenie stalą w ilości około 15% jest dopuszczalne.

Przy rozbiórce samolotu typu Lancaster, ważącego razem z silnikami 14 t, uzyskano 6,7 ton złomu aluminiowego, z czego po regeneracji otrzymano 4,7 ton bloków stopu aluminiowego.

Przeprowadzenie podobnej akcji na naszym terenie, zlikwidowałoby sterczące na skrajach lotnisk wraki i dałoby nam bloki stopów aluminium, nadające się bądź to bezpośrednio do przetopu, bądź to do regeneracji w normalnych urządzeniach.

Należy przy tym podkreślić, że o wiele bogatszy od nas w rudy i surowce Związek Radziecki, w ciągu dwóch lat po wojnie zlikwidował wszelki złom na terenach walk. Jest to rzeczywista oszczędność, a brak zainteresowania ze strony Central Złomu, prowadzi do coraz większego niszczenia tak cennego surowca.

Druga grupa remanentów — materiały i półfabrykaty — jest już prawie całkowicie rozprowadzona po fabrykach przetwórczych. Pozostały jeszcze niektóre półfabrykaty jak: rury duralowe, profile lekkostopowe, blachy itp. zarezerwowane dla potrzeb lotnictwa. Materiały te są dobrze policzone i zaewidencjonowane, natomiast nie są zupełnie zabezpieczone przed korozją. Już dziś cienkie blachy i rury lekkostopowe nie przedstawiają na skutek korozji żadnej wartości dla lotnictwa. Jeszcze niektóre rury ze stopów Al-Mg-Si lub blachy alduralowe (duralowe platerowane za pomocą aluminium) można uratować, gdyż posiadają korozję powierzchniową bez głębszych wżer, ale po 2 — 3 latach przebywania w wilgotnych magazynach i one nie będą się nadawać do użytku.

Brak decyzji w tej sprawie, a co za tym idzie brak funduszów na konserwację, doprowadzić może do zmarnowania dużych ilości cennego materiału.

Ostatnia grupa — części zamienne i osprzęt — jest najliczniejsza. Zabiera ona dużo miejsca i wyceniona jest bardzo wysoko. Należy jednak zdać sobie jasno sprawę z tego, że wartość tych remanentów jest zupełnie iluzoryczna.

Sprzęt, znajdujący się na magazynach, jest w większości przstarzały i nie znajduje już dziś, a tymbardziej w przyszłości, zastosowania. Ekspertyzy odnośnych specjalistów, które półfabrykaty będą się jeszcze nadawać do produkcji, a które należy przekazać na złom, powinny być przeprowadzone jaknajszybciej.

Decyzja, co do niektórych zespołów, jak np. przekazania na złom, stosowanych przez niemców, celowników i wyrzutników bombowych, może być powzięta od razu.

Opracowanie sposobu wykorzystania niektórych części zamiennych, jak np. zaworów chłodzonych sodem, lub też ocena przyrządów pokładowych, będzie wymagała więcej czasu.

Rozwiązanie powyższej sprawy mogłoby być przeprzeprowadzone w sposób projektowany w 1947 r. przez CUP. Proponowano wówczas wydelegowanie kilku specjalistów do przejrzenia i rozładowania mamagazynów remanentowych. Taka stała komisja, mogłaby w ciągu kilku miesięcy przesegregować sprzęt lotniczy. Związane to byłoby z kosztami, ale w rezultacie korzyści odniesione przez Państwo byłyby znaczne.

Pozbylibyśmy się mitu miliardowych wartości sprzętu lotniczego (przestarzałego). Skasowanoby



Rys. 2 Półfabrykaty z ramanentów podniszczone przez korozję.

liczne, rozrzucone magazyny, a części nadające się do produkcji zgromadzonoby w jednym lub dwóch składach. Wtedy będzie można zrobić wykazy szczegółowe części i materiałów oraz tablice próbek i wzorów, które rozesłane do odpowiednich czynników umożliwiłyby prawidłowe wykorzystanie remanentów. Nie powtórzą się wtedy wypadki, że zakład produkcyjny po wielomiesięcznym staraniu się o materiał, występuje o pozwolenie na użycie materiału zastępczego, tymczasem przypadkowo okazuje się, że nie tylko materiał ale nawet gotowe części znajdują się w małym magazynie remanentów, położonym o kilkadziesiąt kilometrów od zakładu. Poza tym będzie można zmniejszoną ilość części prawidłowo zakonserwować i uchronić od zniszczenia.

Przeprowadzenie takiej akcji byłoby pierwszym krokiem do walki z marnotrawstwem na terenie lotniczym[1]).

[1]) Artykuł wpłynął 25 lutego 1949 r.

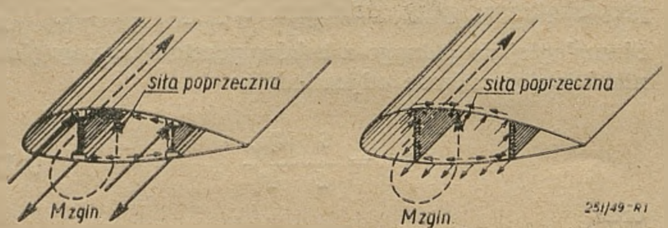
Inż. JERZY NOWIŃSKI
Główny Instytut Lotnictwa.

Naprężenia w konstrukcjach cienkościennych

1. Wstęp.

Mimo długiej, jak na stosunki lotnicze, bo już kilkunastoletniej służby, konstrukcje cienkościenne znajdują w dalszym ciągu szerokie zastosowanie w dziedzinie techniki lotniczej przy budowie skrzydeł i kadłubów.

Nie zdołały ich wyprzeć całkowicie nawet inne współczesne konstrukcje lotnicze, często nader pomysłowe, jak np. skorupy warstwowe (sandwicze) z lekkiej węzy, ujętej w dwie cienkie okładki, z mas plastycznych itp. Ta okoliczność sprzyja zapewne pracy nad zagadnieniami wytrzymałości konstrukcji cienkościennych, jaką prowadzi się w krajach przodujących

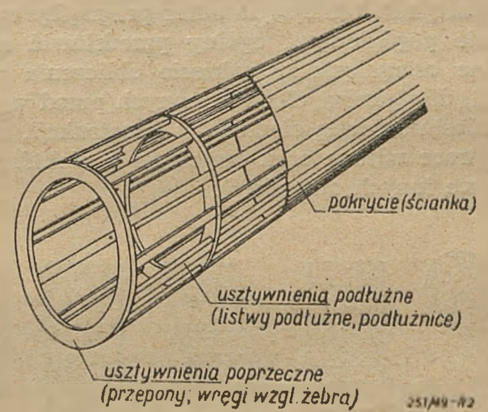


Rys. 1.

w lotnictwie, a więc w ZSRR, USA i Wielkiej Brytanii. Ostatnio znalazło to między innymi swój wyraz w szeregu oryginalnych publikacji, jak np. referat *D. Williamsa* [1], przedstawiony na anglo-amerykańskiej konferencji lotniczej w końcu 1947 r., jak prace referowane na dorocznym zjeździe amerykańskiego Instytutu Wiedzy Lotniczej w 1949 r., jak wreszcie doskonałe artykuły, dotychczas niezakończone, *J. Hadji-Argyrisa* i *P. C. Dunne'a* w Journal of the R. A. S. z roku 1947 [2]. Również w Polsce kilka prac teoretycznych z omawianego zakresu ukazało się w roku 1947 w Biuletynie Instytutu Technicznego Lotnictwa.

Niewątpliwie najważniejszym czynnikiem, który mimo znacznych postępów techniki lotniczej, sprzyja dalszemu stosowaniu konstrukcji cienkościennych w szkielecie nośnym skrzydeł i kadłuba, jest ich racjonalna forma wytrzymałościowa, umożliwiająca pełne wykorzystanie użytych materiałów.

W zasadzie cała konstrukcja cienkościenna przedstawia jednolity dźwigar, pracujący w sposób stosunkowo równomierny, przenosi bowiem przez każdy element zarówno napięcia ścinające jak i normalne (rys. 1 b). Z drugiej strony, dzięki stosowaniu cienkich pracujących powłok, które niezbędną sztywność własną zawdzięczają przeponom poprzecznym i podłużnym listwom, wykorzystana zostaje niemal cała, stojąca do dyspozycji, wytrzymałość konstrukcji, tym więcej, że materiał rozmieszczony jest głównie wzdłuż zewnętrznej powierzchni (rys. 2).



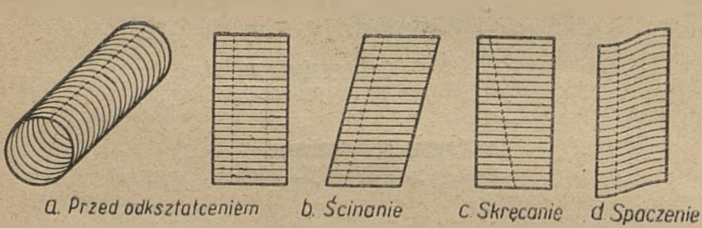
Rys. 2.

Jednak ta właśnie cienkość konstrukcji sprawia, że naprężenia, które zwykło się pomijać w ustrojach sztywnych, tutaj mogą powodować niepożądane pofałdowania lub niebezpieczne trwałe uszkodzenia; należy je więc wyznaczyć z możliwą do uzyskania dokładnością, z uwzględnieniem, dających się uchwycić, wpływów ubocznych, często ze znacznym nakładem pracy matematycznej i nawet czysto rachunkowej. Dotyczy to zwłaszcza samolotów dużych i szybkich, dla których uzyskanie optymalnej proporcji pomiędzy lekkością i wytrzymałością konstrukcji przedstawia nader ważne zagadnienie. Opisane powody praktycz-

ne, a oprócz nich takie, jak sprawa drgań samowzbudzonych, utrata sterowności lotek, obciążenia od podmuchów itp., wykazały konieczność dalszego pogłębienia studiów nad wytrzymałością konstrukcji cienkościennych oraz udoskonalenia metod obliczeniowych przez jeszcze bardziej wnikliwe rozpatrzenie pracy tych konstrukcji. Chodzi tutaj głównie o uwzględnienie zmienności obciążenia w kierunku podłużnym konstrukcji, o wpływ obciążeń skupionych, przyłożonych w przęśle dźwigarów, o kształt zbieżny konstrukcji, otwory, wpływ zamocowania końców itd.

Nie wszystkie te problemy znalazły już swoje pełne i ostateczne rozwiązanie, jednakże większość z nich, w aktualnym stanie sprawy, została wyjaśniona w sposób dostatecznie ścisły i jednolity. Niestety, strona matematyczna uzyskanych rezultatów nie okazała się szczególnie prostą i szybko prowadzącą do celu. Pewne „usprawiedliwienie" stanowi tutaj fakt, że podobną sytuację obserwuje się również w innych działach techniki, nie tylko zresztą techniki lotniczej. Trzeba jednak przypuszczać, że w przyszłości odpowiednio opracowane tablice oraz maszyny rachunkowe usuną częściowo coraz liczniej nagromadzające się przed konstruktorem trudności.

W artykule niniejszym autor pragnąłby w sposób możliwie poglądowy i ogólny przedstawić niektóre aktualne osiągnięcia w zakresie obliczenia wytrzymałości dźwigarów cienkościennych przed wystąpieniem niestateczności elementów konstrukcji, w oparciu o prace własne oraz częściowo o niektóre znane mu prace innych autorów [1]).



Rys. 3.

2. Uwagi ogólne.

Ujęcie strony wytrzymałościowej dźwigarów cienkościennych w ramy teorii matematycznej wymaga przede wszystkim określenia schematu geometryczno-wytrzymałościowego tych konstrukcji, zgodnego z rzeczywistym stanem rzeczy.

W tym celu należy zauważyć, że ponieważ konstrukcje cienkościenne przedstawiają w swej istocie cienką powłokę, pokrywającą sztywny szkielet listew podłużnych i przepon poprzecznych, naturalne będzie założenie, że przekroje poprzeczne, pokrywające się z płaszczyznami przepon, nie ulegają odkształceniu w tych płaszczyznach. Założenie takie jest zgodne m. innymi również z wymaganiami aerodynamiki co do niezmienności profilu skrzydła w kierunku lotu. Jeżeli założyć ponadto, że ilość usztywnień poprzecznych jest niezmiernie wielka, wówczas odkształcenie konstrukcji może nastąpić jedynie w postaci wydłużeń w kierunku listew usztywniających oraz wzajemnych przesunięć wzgl. obrotów sąsiednich sztywnych przekrojów. Przyjmijmy, że konstrukcje, o których mowa, posiadają kształt silnie wydłużony, tzn. mały stosunek wymiarów poprzecznych do długości, cechujący dźwigary. Można sobie wówczas wyobrazić dźwigar jako ciąg przylegających wzajemnie do siebie tarcz sztywnych w swych płaszczyznach i giętkich w kierunku prostopadłym (rys. 3). Możliwe odkształcenia dźwigara polegają w takim modelu na wypaczeniu wyobrażalnych tarcz oraz na ich wzajemnym przesunięciu i obrocie. Oczywiście wszystkie te ruchy muszą następować w formie ciągłej i skoordynowanej, która gwarantuje nienaruszalność konstrukcji.

Omówione założenie sztywności przekrojów poprzecznych jest założeniem podstawowym w teorii dźwigarów cienkościennych. O ile konstrukcja nie daje takiej gwarancji, czy to ze względu na niewystarczającą sztywność przepon, czy to ze względu na ich duży rozstaw, stosowanie wyprowadzonych wzorów wymaga należytej ostrożności, gdyż może prowadzić do istotnych nieporozumień.

Jako przykład służyć tutaj mogą naprężenia w dźwigarze pełnym, obliczone raz przy założeniu (nader przybliżonym) całkowitej sztywności przekrojów poprzecznych, drugi raz przy pełnej swobodzie występowania przewężeń poprzecznych. W pierwszym wypadku otrzymuje się np. na osi obojętnej przekroju prostokątnego, przy działaniu siły poprzecznej Q_y równoległej do jednego z boków prostokąta, naprężenia ścinające równe odpowiednio

$$\tau_{zy} = \frac{3}{2} \frac{Q_y}{F} \tag{2.1}$$

oraz

$$\tau_{zx} \equiv O \tag{2.2}$$

gdzie znaczenie użytych symboli nie wymaga objaśnienia. Rozwiązanie ścisłe daje natomiast wartość τ_{zy}, zależną od stosunku boków prostokąta, przy płaskich dźwigarach nawet kilkakrotnie większą, podczas gdy równocześnie wartość τ_{zx} nie jest w ogóle w przekroju równa zeru, jak wynikałoby z wzoru (2.2). Por. [7].

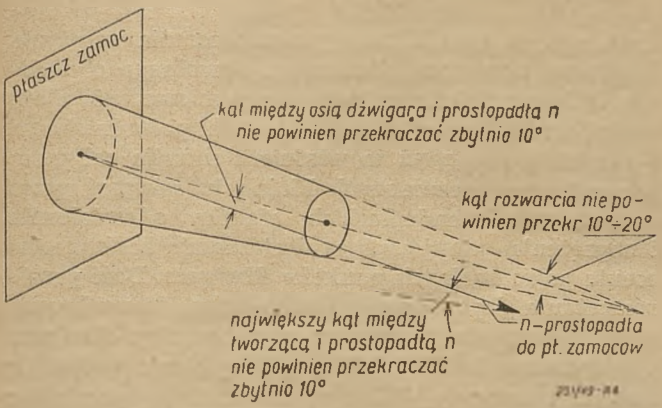
Drugim założeniem teorii jest założenie, że dźwigar posiada kształt walcowy lub stożkowy, lecz o małym kącie rozwarcia, tzn. małym kącie pomiędzy każdymi dwiema tworzącymi powierzchni stożkowej. Natomiast za kierownicę służyć może dowolna krzywa, w związku z czym przekrój dźwigara może być zarówno otwarty jak i zamknięty, może posiadać przegrody wewnętrzne (przekrój wielospójny) itp.

Trzecie podstawowe założenie ogranicza rozważania do dźwigarów wspornikowych, dla których od-

---

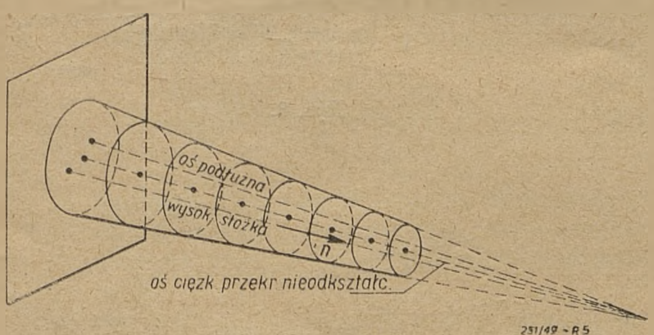
[1]) Mowa tutaj przede wszystkim o pracach [1] i [2] oraz [4] ÷ [8]. Już po oddaniu nin. artykułu do druku autor miał możność zapoznania się z podobną próbą popularnego przedstawienia teorii konstrukcji cienkościennych, podjętą przez W. S. Hempa. Ukazał się dotychczas pierwszy i drugi artykuł projektowanego cyklu [3].

chylenie *osi podłużnej* w stanie nieodkształconym od kierunku prostopadłego do płaszczyzny przekroju oporowego jest niewielkie (rys. 4). Oznacza to, że rozwinięta teoria nie obejmuje np. zagadnienia skrzydeł ukośnych (tzw. swept-back wings), których odchylenie ku tyłowi dochodzi do 45 i nawet więcej stopni.



Rys. 4.

W dźwigarach osadzonych ukośnie, tzn. takich, których oś jest odchylona, przepony poprzeczne umieszcza się naogół w płaszczyznach równoległych do przekroju oporowego. Prosta, łącząca środki ciężkości tych przekrojów nieodkształcalnych, nie jest oczywiście do nich prostopadła. Natomiast wspomniana kilkakrotnie oś podłużna dźwigara jest prostopadła do płaszczyzny przekrojów tzw. poprzecznych, których środki ciężkości łączy (rys. 5). Jeszcze jedną prostą charakterystyczną jest prostopadła, opuszczona z wierzchołka stożka na płaszczyznę przekroju oporowego, czyli tzw. *wysokość stożka*. Wszystkie trzy wyszczególnione proste schodzą się w jedną, jeżeli dźwigar jest osadzony prosto.

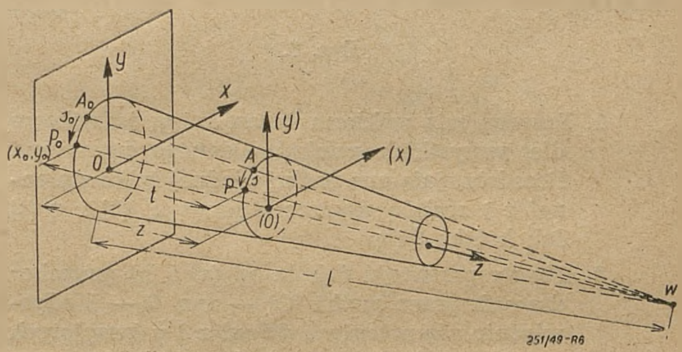


Rys. 5.

Chwila zastanowienia wystarcza, aby stwierdzić, że gdy grubość ścianek zmienia się w sposób dowolny w kierunku długości dźwigara, jego oś podłużna przestaje być prostą, mimo że pobocznica jest powierzchnią walcową lub stożkową. Istotnie, aby oś podłużna dźwigara przedstawiała linię prostą, grubość ścianek winna zmieniać się w ściśle określony sposób. Dla zobrazowania prawa zmienności określmy położenie dowolnego punktu P dźwigara (rys. 6) za pośrednictwem dwóch współrzędnych. Pierwszą z nich niech stanowi współrzędna t, mierzona wzdłuż tworzącej $P_o W$, przechodzącej przez punkt P, od spodka P_o tej tworzącej do punktu P. Drugą współrzędną niech będzie współrzędna s_o, mierzona po konturze przekroju oporowego od punktu A_o, obranego za początek rachuby, do punktu P_o. W związku z tym, że kąt pmiędzy osią z (rys. 6), na której leży *wysokość stożka*, oraz tworzącymi jest niewielki (rys. 4), można przyjąć, że współrzędna t jest w przybliżeniu równa współrzędnej z przekroju nieodkształcalnego, do którego przynależy punkt P.

Przy obranych oznaczeniach *oś dźwigara* przedstawia linię prostą, jeżeli grubość ścianek δ daje się przedstawić w postaci iloczynu dwóch funkcji, każda jednej zmiennej t wzgl. s_o, mianowicie

$$\delta = \delta_s(s_o) \cdot \delta(t) \quad . \quad . \quad (2.3)$$



Rys. 6.

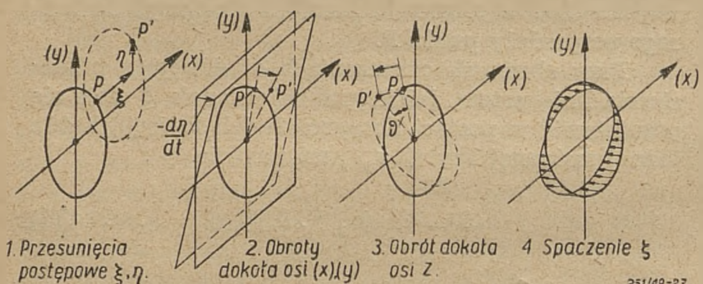
Powyższy warunek zmienności δ ścianek leży u podstawy wszystkich dalszych rozumowań.

Weźmy powtórnie pod uwagę relacje, zachodzące pomiędzy położeniem *osi podłużnej* dźwigara oraz położeniem *osi środków ciężkości przekrojów nieodkształcalnych* i *wysokości stożka* (rys. 4). Zakładamy w dalszym ciągu że, o ile chodzi o ich położenie, proste te tak niewiele różnią się od siebie, że można je w przybliżeniu utożsamić. Wówczas można utożsamić przekroje nieodkształcalne z przekrojami poprzecznymi. Cel tych założeń jest istotny. Jak bowiem wiadomo, przy niewielkich odkształceniach dźwigarów można przyjąć, i na ogół przyjmuje się na podstawie doświadczenia, że przekroje poprzeczne, pierwotnie prostopadłe do *osi podłużnej*, pozostają w dalszym ciągu po zgięciu dźwigara prostopadłe do osi odkształconej. Oczywiście mowa tutaj o wypadkach, gdy tzw. spaczenie przekrojów nie ma miejsca, względnie o wyobrażalnej fazie zgięcia, w której przekroje ulegają obrotowi lecz spaczenie ich „jeszcze" nie nastąpiło. W związku z dokonanym utożsamieniem przekrojów poprzecznych z przekrojami nieodkształcalnymi oraz *osi podłużnej* z osią z, prostopadłą do przekrojów nieodkształcalnych, można z wystarczającą dokładnością przyjąć, że przekroje nieodkształcalne pozostają (po wystąpieniu odkształcenia) prostopadłe do linii krzywej, w którą obraca się (pierwotnie prosta) *wysokość stożka*.

3. Przemieszczenia i naprężenia.

Powróćmy do modelu geometryczno-wytrzymałościowego rozpatrywanych dźwigarów (rys. 3).

Mając na uwadze, że dźwigar traktuje się jako złożony z tarcz, których właściwości zostały poprzednio opisane, można podzielić przemieszczenia punktów dowolnego przekroju nieodkształcalnego (poprzecznego) w wypadku ogólnym na następujące ruchy składowe (rys. 7).



Rys. 7.

1. Przesunięcia w kierunku osi x i y, jednakowe dla wszystkich punktów danego przekroju. Przedstawiają one funkcje jednej tylko zmiennej t i zostają oznaczone przez ξ (t) i η (t) lub krótko ξ i η.
2. Obroty przekroju dokoła osi (x) i (y), przechodzących przez punkt (O) — rys. 6 — i odpowiednio równoległych do osi x i y (przyjętych za główne środkowe osie bezwładności przekroju oporowego), oraz obrót dokoła osi z.
   Po pierwszych dwóch obrotach punkt przekroju o współrzędnych x, y przesuwa się w kierunku osi z o odcinek równy

$$\frac{d\,\xi}{dt}\,x - \frac{d\,\eta}{dt}\,y$$

Jeżeli chodzi o obrót dokoła osi z, określony przez kąt Θ (t), to należy pamiętać iż założenie, że przekrój obraca się dokoła osi z, nie oznacza, że w rzeczywistości obrót nie może zajść dokoła innej osi równoległej. Właśnie bowiem obrót dokoła dowolnej osi równoległej do osi z można zastąpić przez obrót dokoła osi z i stosowne przesunięcie przekroju w swej płaszczyźnie.

3. Przesunięcia ζ (s_0, t), lub krótko ζ, punktów przekroju w kierunku osi z, wywołane spaczeniem. Są one naogół różne zarówno dla różnych przekrojów, jako też dla różnych punktów jednego przekroju.

Wymienione trzy składowe ruchy obrotowe i trzy składowe przesunięcia postępowe wyczerpują wszystkie, niesprzeczne z przyjętymi założeniami, przemieszczenia punktów dźwigara i odpowiadają ogólnemu wypadkowi zgięcia i skręcania dźwigara. Jeżeli te wszystkie ruchy podsumować, wówczas składowe $\overline{\xi}$, $\overline{\eta}$, $\overline{\zeta}$ przemieszczenia całkowitego dowolnego punktu dźwigara odpowiednio w kierunku osi x, y, z, przybierają postać następującą:

$$\overline{\xi} = \xi - \Theta \,.\, y \quad . \; . \; . \; (3.1)$$

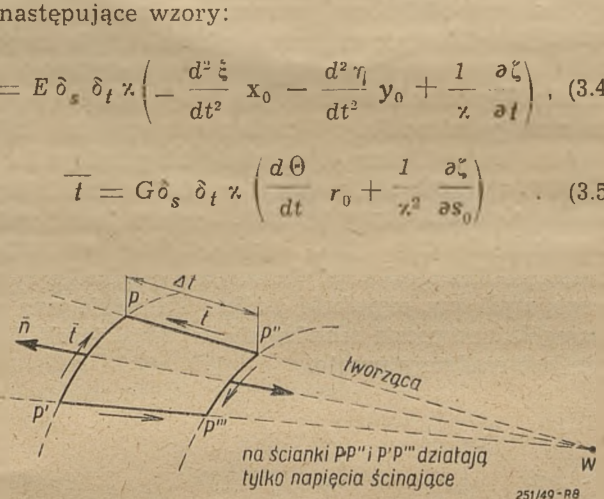
$$\overline{\eta} = \eta + \Theta \,.\, x \quad . \; . \; . \; (3.2)$$

$$\overline{\zeta} = -\frac{d\xi}{dt}\,x - \frac{d\eta}{dt}\,y + \zeta \quad . \; (3.3)$$

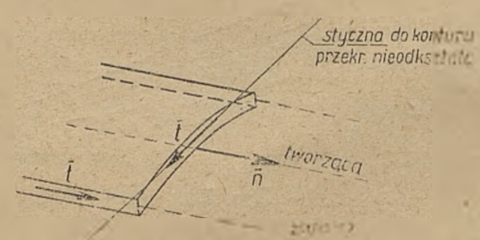
Tym samym określiliśmy przemieszczenia sprężyste dźwigara, wywołane działaniem dowolnego obciążenia. Należy z kolei powiązać te przemieszczenia z odkształceniami sprężystymi i za ich pośrednictwem z naprężeniami, gdyż to właśnie stanowiło cel przeprowadzonych rozumowań. Można to osiągnąć przez rozpatrzenie pseudopłaskich stanów odkształcenia i naprężenia, panujących w dostatecznie bliskim otoczeniu poszczególnych punktów dźwigara. Dość proste rozważania doprowadzają do wniosku, że na boczne ścianki elementu wyciętego z pobocznicy dźwigara przy pomocy dwóch bliskich przekrojów nieodkształcalnych t oraz $t + \triangle t$, jak również przy pomocy przekrojów poprowadzonych przez bliskie tworzące s oraz $s + \triangle s$, działają napięcia uwidocznione na rys. 8 i 9. Napięcia te, w postaci uzależnionej od czterech składowych przemieszczenia ξ, η, ζ i Θ, przedstawiają następujące wzory:

$$\overline{n} = E\,\delta_s\,\delta_t\,\varkappa \left(-\frac{d^2\xi}{dt^2}\,x_0 - \frac{d^2\eta}{dt^2}\,y_0 + \frac{1}{\varkappa}\,\frac{\partial\zeta}{\partial t}\right), \quad (3.4)$$

$$\overline{t} = G\,\delta_s\,\delta_t\,\varkappa \left(\frac{d\Theta}{dt}\,r_0 + \frac{1}{\varkappa^2}\,\frac{\partial\zeta}{\partial s_0}\right) \quad . \quad (3.5)$$



Rys. 8.



Rys. 9.

Wzory te należy bliżej wyjaśnić. Przede wszystkim więc wprowadzono tutaj pojęcie napięcia (a nie naprężenia), przez które rozumiany jest iloczyn wielkości naprężenia w danym punkcie i grubości ścianki. Następnie, jak to jest widoczne z rys. 8, napięcia $\overline{n}$ i $\overline{t}$ nie tworzą pary napięć prostopadłych, nie stanowią

więc napięć w zwykłym znaczeniu tych wyrazów. Istotnie, mowa tutaj o napięciach tzw. ukośnych, z których jedno $\overline{n}$ działa w płaszczyźnie przekroju nieodkształcalnego i jest skierowane wzdłuż tworzącej (tzw. napięcie ukośne podłużne). Napięcia zaś $\overline{t}$ (tzw. ukośne ścinające) działają w płaszczyznach przekrojów nieodkształcalnych w kierunku stycznej do konturu tych przekrojów oraz w kierunku tworzących w płaszczyznach, poprowadzonych przez tworzące (prostopadle do pobocznicy). W tych ostatnich płaszczyznach nie działają inne napięcia (prostopadłe), co wynika z przyjętego modelu wytrzymałościowego oraz dodatkowego, upraszczającego założenia, że liczba Poissona, charakteryzująca przewężenia poprzeczne, jest równa zeru. We wzorach (3.4) i (3.5) figurują jeszcze symbole x_0, y_0 i s_0, które oznaczają odpowiednie, omówione już poprzednio, współrzędne punktu P_0, położonego w przekroju oporowym (rys. 6) na tworzącej, przechodzącej przez punkt $P\ (x,\ y;\ s)$. Wielkość r_0 oznacza długość prostopadłej opuszczonej z O na styczną do konturu przekroju oporowego w punkcie P_0 Symbol $\varkappa$ oznacza iloraz

$$\varkappa = \frac{l - t}{l},$$

gdzie l przedstawia pełną długość tworzących.

4. Równania równowagi.

Wyznaczenie napięć $\overline{n}$, $\overline{t}$ w tak ogólnej formie, jaką przedstawiają wzory (3.4) i (3.5), wymaga określenia czterech nieznanych funkcji ξ, η, ζ i Θ, których sens fizyczny został poprzednio wyjaśniony. Dla odnalezienia tych funkcji stoją do dyspozycji:

1. Równania równowagi napięć działających na element ścianki (rys. 8), zwane *równaniami różniczkowymi równowagi*. Z równań tych daje się zużytkować tylko jedno, mianowicie równanie rzutów sił na tworzącą

$$\frac{\partial(\overline{n}\,\varkappa)}{\partial t} + \frac{\partial \overline{t}}{\partial s_0} = O \qquad (4.1)$$

   Pozostałe dwa równania mogą służyć jedynie do wyznaczenia wzajemnego oddziaływania powłoki zewnętrznej i usztywnień poprzecznych.
2. Równania równowagi pomiędzy obciążeniem zewnętrznym, działającym na dowolną, myślowo odciętą część dźwigara, oraz oddziaływaniem części pozostałych na część odciętą (napięcia wewnętrzne). Jeżeli obciążenie zewnętrzne, sprowadzone do środka (O) pomyślanego przekroju poprzecznego t (rys. 10), można przedstawić w postaci siły poprzecznej Q o składowych Q_x i Q_y oraz pary sił M o składowych M_x, M_y M_z, wówczas wzmiankowane równania równowagi w postaci całkowej przedstawiają się jak następuje:

$$\left(\int\right) \overline{t}\, dx = Q_x - \frac{M_y}{l-t} = \overline{Q}_x \qquad (4.2)$$

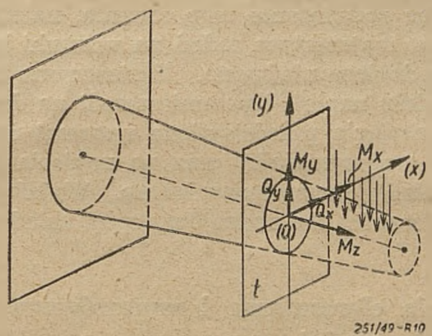
$$\left(\int\right) t\, d\overline{y} = Q_y \frac{M_x}{l-t} + = \overline{Q}_y \qquad (4.3)$$

$$\left(\int\right) \overline{n}\, y\, ds = M_x \qquad (4.4)$$

$$\left(\int\right) \overline{n}\, x\, ds = - M_y \qquad (4.5)$$

$$\left(\int\right) \overline{t}\, r\, ds = M_z \qquad (4.6)$$

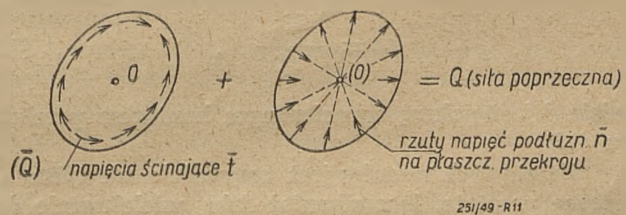
Występujący w powyższych wzorach symbol $(\int)$ oznacza całkowanie wzdłuż (zamkniętego) konturu danego przekroju poprzecznego.



Rys. 10.

Pierwsze dwa wzory przedstawiają sumy rzutów napięć ścinających odpowiednio na osie x i y, pozostałe wzory — kolejno sumy momentów napięć względem osi x, y, z.

Jeżeli stożek przeradza się w walec t. j., jeżeli długość l staje się niezmiernie duża, wyrazy, w których figurują składowe momentu, we wzorach (4.2) i (4.3) znikają. Oznacza to, że napięcia ścinające same równoważą siłę poprzeczną Q. Natomiast w dźwigarach stożkowych napięciom podłużnym



Rys. 11.

„przychodzą z pomocą“ napięcia podłużne, które ze swej strony przejmują również część siły poprzecznej (rys. 11). Wynika stąd, że na napięcia ścinające, w dosłownym znaczeniu tych wyrazów, przenosi się jedynie część siły poprzecznej; część ta nosi nazwę zredukowanej lub sprowadzonej siły poprzecznej $\overline{Q}$ ($\overline{Q}_x$, $\overline{Q}_y$), por. wzory (4.2) i (4.3).

Funkcje nieznane ξ, η ζ i Θ winny spełniać dwa rodzaje równań równowagi, dopiero co omówione, a oprócz nich również inne równania,

zwane warunkami brzegowymi. Należą do nich takie warunki, jak warunek, aby w przekroju oporowym całkowicie zamocowanym przesunięcia $\overline{\zeta}$ w kierunku osi z znikały, jak warunek, aby na końcu wolnym dźwigara znikały napięcia podłużne $\overline{n}$ itd.

W ogólnym wypadku, gdy dźwigar jest zbieżny, gdy jego grubość zmienia się dowolnie, a obciążenie jest rozłożone dowolnie w kierunku osi dźwigara, w wyniku podstawienia wartości dla $\overline{n}$ i $\overline{t}$ według wzorów (3.4) i (3.5) do równania (4.1) otrzymuje się nader skomplikowane równanie różniczkowe o pochodnych cząstkowych i czterech nieznanych funkcjach.

Funkcje te ξ, η, ζ, Θ winny oczywiście spełniać poza tym określony układ równań warunkowych, nie mniej zawikłanych, pomiędzy nimi również równania (4.2) $\div$ (4.6).

Ogólne rozwiązanie tego zadania, należącego do znanych w matematyce zadań na warunki brzegowe, uzyskano dopiero niedawno. Zastosowano tutaj metodę podziału napięć (i przemieszczeń) na dwa składniki: na napięcia przedstawione wzorami *elementarnej teorii wytrzymałości* oraz na napięcia tworzące t. zw. *układy samozrównoważone*. Wyjaśnimy pokrótce własności obu rodzajów napięć składowych.

5. Teoria elementarna i samozrównoważone układy napięć.

Zdaje się nie ulegać wątpliwości, że na skutek wieloletniego przyzwyczajenia inżynier praktyk posługuje się najchętniej wzorami elementarnej teorii wytrzymałości. Mowa tutaj o takich wzorach, jak np. znany wzór dla napięć normalnych przy zginaniu

$$\overline{n} = \frac{M_x}{I_x} \partial \cdot y - \frac{M_y}{I_y} \partial \cdot x \quad , \quad . \quad (5.1)$$

jak niemniej znany wzór *Bredta-Batho* dla napięć ścinających przy skręcaniu prętów rurowych

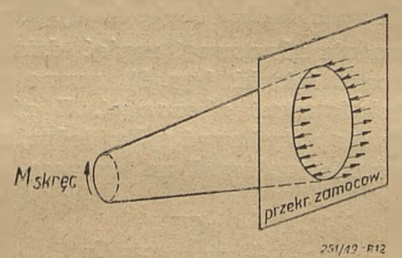
$$\overline{t} = \frac{M_z}{2f} \quad , \quad . \quad . \quad (5.2)$$

gdzie f jest polem, ograniczonym konturem przekroju, itd.

Zaletą tych wzorów jest oczywiście nie tylko ich nęcąca prostota, lecz również fakt, wielokrotnie doświadczalnie stwierdzony, że ujmują one w większości wypadków istotę zjawiska zginania i skręcania. W tym tkwi również prawdopodobnie źródło wiary w ich „prawdziwość" oraz szeroko rozpowszechniony pogląd, że wszelkie napięcia lub ich nadwyżki, nie wynikające bezpośrednio z elementarnej teorii wytrzymałości, przedstawiają napięcia „dodatkowe" oraz mniej lub więcej istotne „poprawki".

Abstrahując od oceny słuszności takiego poglądu, opracowana teoria dźwigarów zbieżnych poszła ze względów praktycznych po takiej właśnie linii *podziału napięć rzeczywistych* na dwa składniki, z których jeden odpowiada formą matematyczną odpowiednim wzorom elementarnej teorii wytrzymałości. Te ostatnie napięcia czyni się statycznie równoważnymi danemu obciążeniu dźwigara, co oznacza, że spełniają one równania równowagi w postaci całkowitej (4.2 $\div$ 4.6). Pamiętać jednak trzeba, że napięcia według teorii elementarnej stanowią naogół jedynie część napięć rzeczywistych i że składowe przemieszczeń, które im towarzyszą, tworzą ze sobą układ zgodny tylko w wypadkach wyjątkowych. Można to przedstawić obrazowo w ten sposób, że o ile w dźwigarze poddanym obciążeniu zastąpionoby napięcia rzeczywiste napięciami według teorii elementarnej, wówczas cząsteczki materiału uległyby dodatkowym obrotom, poślizgom itd.; porównanie takie nie powinno być jednak rozumiane jak stwierdzenie, że musi nastąpić zniszczenie materiału w skali makroskopowej.

Jak o tym była mowa, jedynie w bardzo szczególnych przypadkach napięcia obliczone na podstawie teorii elementarnej są równe napięciom rzeczywistym. Tak się dzieje np., gdy skręcaniu lub zginaniu ulega dźwigar walcowy (a nie stożkowy), swobodnie zamocowany, o stałym przekroju, obciążony na wolnym końcu (a nie w przęśle) siłą poprzeczną, względnie parą sił. Naogół jednak spełnienie warunków zadania wymaga uwzględnienia obok napięć obliczonych według teorii elementarnej, również napięć dodatkowych. Jest zrozumiałe, że jeżeli napięcia pierwszej kategorii są statycznie równoważne zadanemu obciążeniu dźwigara, napięcia, nazwane dodatkowymi, winny tworzyć układ, nie posiadający siły wypadkowej i wypadkowej pary sił. Układ taki nosi nazwę *układu samozrównoważonego* lub *zerowego* (rys. 12).



Rys. 12.

Rozumowania nasze można teraz zanotować symbolicznie w postaci następującej:

$$\overline{n} = \overline{n^{\cdot}} + \sum_{i=1}^{\infty} n^i \quad . \quad . \quad (5.3)$$

$$\overline{t} = \overline{t^{\cdot}} + \sum_{i=1}^{\infty} t^i \quad , \quad . \quad . \quad (5.4)$$

gdzie kropką oznaczono napięcia według teorii elementarnej, a wskaźnikiem i — napięcia, wchodzące w skład (naogół nieskończenie licznego) zbioru układów samozrównoważonych; stąd we wzorach występuje również znak sumy nieskończonej.

Napięcia układów samozrównoważonych łączą z odpowiednimi odkształceniami (naogół zresztą formalnie) w związki analogiczne do *(t)* zależności (3.4) i (3.5). Również i te napięcia nie żyją życiem samodzielnym, lecz wspólnie z napięciami „inżynierskimi" pozwalają uwzględnić wpływ zamocowania, zmienność obciążenia i grubości, obciążenia skupione, zbieżność kształtu itd.

6. Dźwigar stożkowy poddany dowolnemu obciążeniu.

W wypadku ogólnym, gdy dźwigar jest poddany dowolnemu obciążeniu, nie można uzyskać prostych i łatwych do wyrachowania wzorów dla napięć. Odsyłając czytelnika, którego to zagadnienie interesuje szczegółowo, do prac specjalnych [2]), ograniczymy się na tym miejscu jedynie do kilku uwag.

W ogólnym wypadku wzory dla napięć w dźwigarze osadzonym prosto posiadają następującą postać:

$$\overline{n} = \frac{M_x}{I_{xo}\,\varkappa^2}\,\delta_s\,y_o - \frac{M_y}{I_{yo}\,\varkappa^2}\,\delta_s\,x_o + \frac{E}{G}\,\delta\sum_{i=1}^{\infty}\Big(-A^i\,x_o - B_i\,y_o + Z^i_s\Big)\left[\frac{d}{dt}\left(\frac{A^i\,\overline{Q}_x + B^i\,\overline{Q}_y}{\delta_t} + \frac{C^i\,M_z}{\varkappa\,\delta_t}\right) + G\,\frac{dZ^i_t}{dt}\right], \quad (6.1)$$

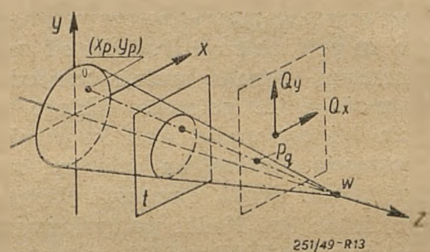
$$\overline{t} = \frac{\overline{Q}_x}{I_{yo}\varkappa}\,F^x + \frac{\overline{Q}_y}{I_{xo}\varkappa}\,F^y + \frac{M_z}{2f_0\varkappa^2} + G\,\frac{\delta}{\varkappa}\sum_{i=1}^{\infty}\left(C^i\,r_0 + \frac{d\,\zeta^i_s}{ds_o}\right)\cdot Z^i_t \quad (6.2)$$

W powyższych wzorach I_{xo} i I_{yo} oznaczają główne środkowe momenty bezwładności przekroju oporowego, a F^x i F^y pewne znane funkcje współrzędnej s_o. A^i, B^i oraz C^i są to współczynniki zależne od własności geometrycznych przekroju oporowego oraz od tzw. wartości właściwych, którym odpowiadają kolejne *i*-te układy samozrównoważone zbioru (na ogół nieskończonego) tych układów. Wartości właściwe wyznacza się jako rozwiązania pewnego równania (na ogół) przestępnego, które wynika z układu równań warunkowych danego zadania. Funkcje ζ^i_s oraz ζ^i_t przedstawiają rozwiązania dwóch równań różniczkowych o pochodnych całkowitych, z których jedno zależy od argumentu s_0, a drugie od *t*. W równaniach tych występuje parametr zależny od wartości właściwych zadania.

[2]) Por. np. (2) lub (4).

Łatwo spostrzec, że pierwsze dwa składniki po prawej stronie wzoru (6.1) oraz pierwsze trzy składniki po prawej stronie wzoru (6.2) przedstawiają napięcia obliczone na podstawie teorii elementarnej (por. z wzorami 5.1 i 5.2). Wyrażenia pod znakiem sumy nieskończonej przedstawiają zbiór odpowiednich układów samozrównoważonych.

Zastanówmy się teraz nad dwiema liniami charakterystycznymi, mianowicie nad *osią środków sił poprzecznych* oraz *osią środków skręcania*. Przez pierwszą z nich rozumiemy linię, którą przecina wypadkowa obciążenia, działającego na dany odcinek dźwigara, gdy ten odcinek, traktowany jako całość, nie ulega obrotowi względem części pozostałej. Można udowodnić, że o ile w dźwigarze stożkowym, zamocowanym swobodnie, napięcia rzeczywiste zostaną w przybliżeniu zastąpione napięciami „inżynierskimi", wówczas oś środków sił poprzecznych przedstawia



Rys. 13.

linię prostą, łączącą wierzchołek stożka z określonym punktem x_p, y_p przekroju oporowego (rys. 13). Położenie tego punktu uzależnione jest jedynie od geometrii przekroju oporowego i nie zależy od wysokości stożka, z którego wycięto dany dźwigar, oraz od długości samego dźwigara; w związku z tym współrzędne x_p, y_p są równe współrzędnym środków sił poprzecznych dźwigara walcowego o tym samym przekroju co przekrój oporowy danego dźwigara stożkowego[3]).

O ile siły zewnętrzne (wciąż z tym samym przybliżeniem co do wartości napięć) nie przechodzą przez oś środków sił poprzecznych, wówczas może nastąpić skręcenie dźwigara i to tym większe, im wypadkowa obciążenia, działającego na dany odcinek dźwigara, jest bardziej oddalona od tej osi. Jeżeli moment wypadkowej względem osi sił poprzecznych (właściwie względem punktu P_q, por. rys. 13) oznaczyć przez M_R, wówczas jednostkowy kąt skręcenia jest równy

$$\frac{d\,\Theta^\bullet}{dt} = \frac{1}{4Gf^2_0\,\varkappa^3\,\delta_t}\left(\oint\right)\frac{ds_0}{\delta_s}\,M_R \quad (6.3)$$

Kropka przy Θ w powyższym wzorze oznacza, że chodzi tutaj o wartość przybliżoną kąta skręcenia, odpowiadającą napięciom według teorii elementarnej. Jest również oczywiste, że łącznie ze zginaniem dźwi-

[3]) Odpowiednie wzory dla x_p, y_p podane zostały na str. 7 pracy [8].

gara zachodzi naogół również zawsze jego skręcanie, niezależnie od tego, czy na dźwigar działają pary sił, czy siły pojedyncze.

Przy uwzględnieniu dodatkowo napięć, pochodzących od układów samozrównoważonych, wyznaczenie *osi środków sił poprzecznych* komplikuje się niepomiernie. W tym wypadku można np. jednostkowy kąt skręcenia obliczyć wprost ze wzoru

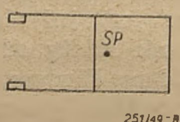
$$\frac{d\Theta}{dt} = \frac{d\Theta^{*}}{dt} + \frac{1}{\varkappa^2}\sum_{i=1}^{\infty} C^i \; Z^i_t \quad . \quad (6.4)$$

gdzie pierwszy składnik po prawej stronie znaku równości wyznaczony zostaje ze wzoru (6.3), w którym zamiast M_R podstawia się wartość

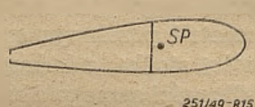
$$M_R = \overline{Q}_x \varkappa y_p - \overline{Q}_y \varkappa x_p + M_z \quad . \quad (6.5)$$

O znaczeniu funkcji Z^i_t była już mowa poprzednio.

Mimo że położenie *osi środków sił poprzecznych* jest w znacznym stopniu uzależnione od geometrii dźwigara, może zajść potrzeba takiego lub innego przesunięcia tej osi wedle woli konstruktora. Tego rodzaju postępowanie ma na celu np. zmniejszenie niebezpieczeństwa drgań samowzbudzonych, utraty sterowności lotek itp. Nader pomysłową metodę zaproponował tutaj *D. Williams* [1], opierając się na obserwacji, że w przekrojach otwartych *środek sił poprzecznych* leży naogół poza obrębem przekroju. Autor ten konstruuje więc (rys. 14 i 15) przekroje



Rys. 14.



Rys. 15.

złożone z odpowiednio dobranych figur zamkniętych i otwartych, co pozwala na manipulowanie położeniem *osi środków sił poprzecznych* w szerokich granicach. Oczywiście należy powziąć odpowiednie środki, aby sztywność wybranego przekroju na skręcanie nie uległa zbytniej redukcji, gdyż dźwigary rozcięte posiadają naturalną dążność do ruchu pobocznicy bez występowania naprężeń [6].

Odnośnie do *osi skręcenia*, łączącej punkty, dokoła których obracają się przekroje poprzeczne podczas odkształcenia dźwigara, to w ogólnym wypadku dźwigara zbieżnego, dowolnie obciążonego, położenie tej osi zależy od obciążenia i od sposobu zamocowania przekroju oporowego. Mowa tutaj, oczywiście, o rozumowaniu przybliżonym, w którym uwzględnia się wyłącznie napięcia i przemieszczenia związane z teorią elementarną.

Jednakże to samo widoczne jest w wypadku ogólnym, jak wynika ze wzorów dla współrzędnych x_s, y_s środka skręcania, wyprowadzonych na podstawie (3.1) i (3.2):

$$x_s = -\frac{\eta}{\Theta} \quad . \; . \; . \; . \quad (6.6)$$

$$y_s = \frac{\xi}{\Theta} \quad . \; . \; . \; . \quad (6.7)$$

Z uwagi na to, że ugięcia ξ i η oraz kąt skręcenia Θ zależą od obciążenia i sposobu zamocowania, również położenie i kształt *osi skręcenia* winny zależeć od tych czynników.

W szczególnym wypadku, gdy na dźwigar działa para sił skręcających i punkty styku przekroju oporowego z podłożem zostają specjalnie dobrane, odpowiednia oś skręcenia, związana z napięciami „inżynierskimi", pokrywa się z *osią środków sił poprzecznych*. W ogóle jednak są to dwie różne linie, mimo zakorzenionego, zgoła przeciwnego poglądu[4]). Zagadnienia te wymagają dla ich całkowitego wyjaśnienia jeszcze dalszych studiów doświadczalnych i teoretycznych, zwłaszcza wobec coraz to nowych problemów, jakie nasuwa rosnąca szybkość i wymiary samolotów.

7. Praca konstrukcji cienkościennej.

W przedstawionym schemacie geometryczno-wytrzymałościowym przypisano ściankom konstrukcji cienkościennych znikomą sztywność własną na zginanie. Wszelkie zatem obciążenie zewnętrzne prostopadłe do powierzchni ścianek przenosi się bezpośrednio na usztywnienia poprzeczne (wręgi, żebra), rozłożone z punktu widzenia teorii niezmiernie gęsto i służące za „podparcie" wiotkim ściankom. Wynika stąd, że np. siły aerodynamiczne w zasadzie przenoszą się na usztywnienia poprzeczne. To samo da się powiedzieć o większości sił masowych oraz innych sił, jak reakcje podwozia itd. W dalszym procesie siły zewnętrzne „przepływają" z usztywnień poprzecznych na przytwierdzone do nich ścianki za pośrednictwem napięć, które przekazywane są przez istniejące połączenia (nity, klejenie itd.). Napięcia te działają w kierunku stycznych do powierzchni ścianek (a więc stycznych do obwodu wręg) i położone są w płaszczyznach usztywnień poprzecznych, gdyż sztywność tych ostatnich w kierunku podłużnym konstrukcji jest z założenia znikoma, nie mogą więc one przenosić napięć w kierunku prostopadłym do swej płaszczyzny. Opisane napięcia styczne „opływają" dźwigar na całej jego długości w sposób ciągły według założeń teorii, w rzeczywistości zaś skokami, gdyż usztywnienia poprzeczne rozłożone są w określonych odległościach, a nie nieskończenie gęsto, jak wymaga teoria. Również obciążenia zewnętrzne działają częstokroć w formie sił skupionych. Pod działaniem zewnętrznych napięć stycznych w ściankach dźwigara powstają naprężenia ścinające. Rozkład tych naprężeń nie jest naogół jednostajny, zatem w ściankach

[4]) Błędność twierdzenia *C. Webera* [11] o pokrywaniu się osi środków sił poprzecznych z osią skręcenia wykazał ostatnio dla belek o przekroju pełnym, zamocowanych całkowicie jednym końcem; prof. *M. T. Huber* w swojej *Teorii Sprężystości* (9).

muszą pojawiać się równocześnie naprężenia normalne (por. równanie równowagi 4.1). Poprzez jedne i drugie naprężenia (wzory 6.1 i 6.2) ścianki dźwigara przenoszą w konsekwencji obciążenie zewnętrzne, sprowadzające się do siły wypadkowej oraz pary sił, łącznie ścinających, zginających i skręcających dźwigar (wzory 4.2—4.6).

Przy wiotkim pokryciu przekazuje się nań niekiedy wyłącznie naprężenia ścinające, a naprężenia normalne przenosi w całości na listwy podłużne, względnie wyraźnie ukształtowane pasy. Na ogół w tych wypadkach do pola przekroju listew dolicza się również pewien ułamek pola przekroju pokrycia. Tego rodzaju konstrukcji nie można jednak uważać za klasyczne konstrukcje cienkościenne z pracującym pokryciem.

Z tego, co zostało powiedziane, wynika, że w swej czystej postaci cienkie pokrycie, usztywnione przeponami poprzecznymi, powinno przenosić naprężenia ścinające i normalne, rozłożone jednostajnie w kierunku grubości ścianek, w postaci stanu naprężenia analogicznego ze stanem naprężenia wiotkiej błony.

W rzeczywistości, wskutek dość znacznego rozstępu pomiędzy usztywnieniami poprzecznymi, pokrycie, które w istocie posiada również pewną własną miejscową sztywność giętną, musi być, celem zapobiegnięcia miejscowej utracie stateczności pod wpływem naprężeń ściskających i ścinających), usztywnione dodatkowo przy pomocy stosunkowo gęsto rozłożonych listew podłużnych. Za pracujący przekrój poprzeczny dźwigara należy wówczas uważać przekrój pokrycia i listew.

Z drugiej strony w polach pomiędzy usztywnieniami (poprzecznymi i podłużnymi) pokrycie ugina się pod działaniem sił aerodynamicznych i pracując jak błona, a częściowo nawet jak płyta, przekazuje obciążenie zewnętrzne albo wprost na wręgi albo za pośrednictwem listew podłużnych, również ulegających zginaniu. Te dodatkowe naprężenia wywołane zginaniem są naogół niewielkie w porównaniu z zasadniczymi naprężeniami, opisanymi poprzednio.

PRACE WZMIANKOWANE W NIN. ARTYKULE.

[1]. D. Williams. Some novel structural properties of stressed skin wings. 1947 r.

[2]. J. Hadji-Argiris a. P. C. Dunne. The general theory of cylindrical and conical tubes under torsion and bending loads. Journal of the R. A. S. Vol. 51, Nr Nr 434, 441 i 443. 1947 r.

[3]. W. S. Hemp. The elementary theory of stressed skin construction. Aircraft Engineering. Nr 243 i 234. 1949 r.

[4]. J. Nowiński. Teoria dźwigarów cienkonośnych zbieżnych. W przygotowaniu do druku.

[5]. J. Nowiński. O pewnej metodzie obliczenia cienkościennych dźwigarów wspornikowych osadzonych swobodnie. Biuletyn I. T. L. Nr 4. 1947 r.

[6]. J. Nowiński. Skręcanie dźwigarów o przekroju otwartym. Biuletyn I. T. L. Nr 6. 1947 r.

[7]. J. Nowiński. Zginanie i skręcanie prętów o przekroju pełnym osadzonych swobodnie. Biuetyn I. T. L. Nr 4. 1947 r.

[8]. A. Grzędzielski i J. Nowiński. Wzory na obliczanie naprężeń w konstrukcjach skorupowych. Nakładem I. T. L. 1938 r.

[9]. M. T. Huber. Teoria sprężystości. Nakładem P. A. U. Tom I. 1948 r.

[10]. S. N. Kan. Procznost samolieta. Oborongiz NKAP. 1946 r. Z książki tej zapożyczono, zmienione nieco, rys. 1a i 1b.

[11]. C. Weber. Übertragung des Drehmomentes in Balken mit doppelflanschigem Querschnitt. Z. A. M. M. 1926 r. str. 85.

LOTNICZE SŁOWNICTWO TECHNICZNE

W związku z intensywnym rozwojem techniki lotniczej odczuwa się coraz bardziej potrzebę uregulowania polskiego słownictwa lotniczego.

Związek Polskich Inżynierów i Techników Lotniczych, pragnąc przyczynić się do rozwiązania tej sprawy, wprowadza w „Technice Lotniczej" rubrykę „Lotnicze słownictwo techniczne", w której będą podawane w formie krótkich wzmianek leksykograficznych pojęcia i nazwy nieustalone w dotychczasowym polskim słownictwie lotniczym.

Prace w zakresie językoznawstwa technicznego są bardzo trudne i wymagają zbiorowego wysiłku, toteż zwracamy się do naszych czytelników z prośbą o współpracę i krytykę.

Polskie nazwy ogłoszonych pojęć należy traktować jako projekt, na temat którego należy w ciągu dwóch miesięcy od chwili ogłoszenia nadsyłać swoje uwagi. Uwagi te zostaną rozważone i przedyskutowane, po czym w porozumieniu z Komisją Słownictwa Technicznego PKN zostanie ustalona i ogłoszona nazwa obowiązująca.

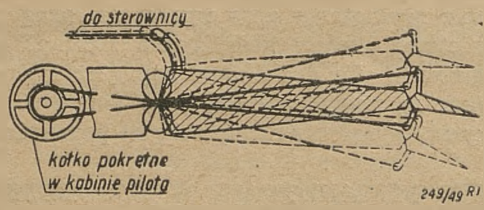
Dla ujednolicenia formy zgłaszanych prac prosimy, aby każdy projekt zawierał krótkie wyjaśnienie istoty omawianego pojęcia, przy czym w razie potrzeby definicję należy dopełnić rysunkiem. Ponadto należy podać odpowiedniki w językach: angielskim, francuskim, niemieckim i rosyjskim.

Listy w sprawie lotniczego słownictwa technicznego należy kierować na adres Redakcji: *Warszawa 1, ul. 6 Sierpnia 24.*

Poniżej podajemy pierwszą serię projektów:

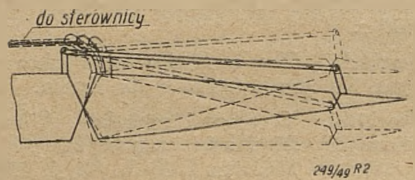
Klapka wyważająca: — wychylna część steru przy krawędzi spływu, stanowiąca z nim jedną całość, przestawiana zwykle z pomieszczenia pilota w celu zmniejszenia lub całkowitego zrównoważenia momentu zawiasowego steru, wychylonego dla utrzymania samolotu w ustalonym locie.

ang. — trimming tab,
franc. — dispositif d'arrimage,
niem. — Trimmklappe,
ros. — trimmer,



Klapka wyważająca.

Klapka odciążająca — wychylna część steru przy krawędzi spływu, stanowiąca z nim jedną całość, sprzężona ze stałą częścią samolotu, tak że w miarę wychylania steru odchyla się ona względem niego w stronę przeciwną, powodując przez to zmniejszenie jego momentu zawiasowego, a tym samym sił na

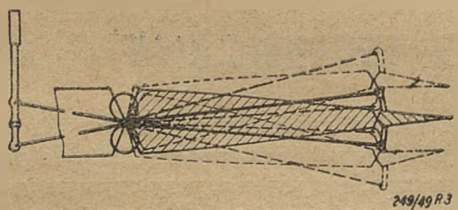


Klapka odciążająca.

drążku lub pedałach sterownicy podczas wychylania sterów lub lotek.

ang. — balancing tab,
franc. — gouvernail auxiliare; gouv. de secours,
niem. — Hilfsruder,
ros. —

Klapka sterownicza — wychylna część steru przy krawędzi spływu, stanowiąca z nim elastycznie zazwyczaj sprzężony zespół, *połączona bezpośrednio z układem sterownicy* niezwiązanej ze sterem i *bezpośrednio wychylana* powoduje zmianę momentu zawiasowego steru (wzgl. lotki) i jego wychylanie w stronę przeciwną, a w ten sposób służy do pośredniego sterowania samolotem.



Klapka sterownicza.

ang. — servo tab,

Prędkość rzeczywista — prędkość samolotu względem powietrza atmosfery rzeczywistej.

ang. — true airspeed (T. A. S.),

Prędkość równoważna — prędkość, jaką posiadałby samolot w warunkach atmosfery wzorcowej przy ciśnieniu prędkości q równym ciśnieniu prędkości rzeczywistej w atmosferze rzeczywistej (na danej wysokości).

ang. — equivalent airspeed

$$(E.A.S. = T.A.S. \cdot \sqrt{\sigma})$$

Prędkość wskazywana — prędkość odczytana na szybkościomierzu bez uwzględnienia poprawek.

ang. — indicated airspeed (I. A. S.),

Błąd położenia — Błąd wskazań przyrządu wynikający ze zmian kąta natarcia rurki aerodynamicznej oraz z oddziaływania płatowca w locie.

ang. — position error. (P. E.)

Poprawiona prędkość wskazywana — prędkość z uwzględnieniem poprawki na położenie. W warunkach atmosfery wzorcowej poprawiona prędkość wskazywana = rzeczywistej prędkości lotu.

ang. — calibrated airspeed (C. A. S.).

Środek równowagi obojętnej = punkt dla którego, $dc_m / d\alpha = O$, gdzie c_m jest współczynnikiem momentu całego samolotu, a α kątem natarcia.

ang. — neutral point.

Zapas stateczności statycznej — odległość (podawana zwykle w procentach średniej cięciwy skrzydła) środka ciężkości do środka stateczności obojętnej. Zapas stateczności statycznej jest dodatni gdy środek ciężkości leży przed środkiem stateczności obojętnej.

ang. — static margin.

Środek sterowności — takie położenie środka ciężkości, dla którego znika siła na drążku lub też wychylenie drążka potrzebne dla uzyskania jednostkowego przyśpieszenia.

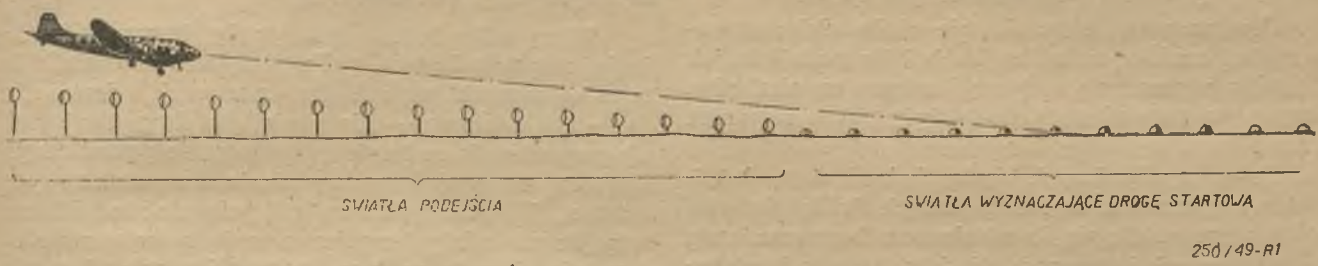
ang. — manoeuvre point.

Zapas sterowności — odległość (zwykle wyrażana w procentach średniej cięciwy skrzydła) środka ciężkości od środka sterowności — dodatnia dla położenia środka ciężkości przed środkiem sterowności.

ang. — manoeuvre margin.

Inż. K. ZUCHOWICZ
Główny Instytut Lotnictwa

Elektyfikacja lotnisk



Rys. 1 Współpraca świateł podejścia i świateł wyznaczających drogę startową.

Względy ekonomiczne wymagają nawiązania stałej łączności lotniczej pomiędzy większymi ośrodkami przemysłowymi. Liczba pasażerów, korzystających z komunikacji lotniczej, wzrasta w szybkim tempie. Dlatego też należy dążyć, aby loty komunikacyjne mogły mieć miejsce tak podczas dnia jak i nocy z jednakowym stopniem bezpieczeństwa, co można osiągnąć, między innymi, przez odpowiednie oświetlenie lotnisk.

Przed 1939 r. tylko nieznaczna ilość portów lotniczych była wyposażona w stałą instalację oświetleniową. Jedne z nich posiadały lampy graniczne, wyznaczające teren lądowania, oraz jeden lub dwa reflektory lotniskowe, ustawione w ten sposób, aby pilot, lądując pod wiatr nie był przez nie oślepiony. Inne miały pasy startowe, wyznaczone lampami wzdłuż osi urządzenia do ślepego lądowania (LORENZ), co zwiększało bezpieczeństwo lądowania w warunkach złej widoczności. W większości jednak wypadków stosowano reflektor lotniskowy i przenośne lampy naftowe ustawione na lotnisku w kształcie litery „T" o dłuższym ramieniu równoległym do kierunku wiatru, a pilot lądując kierował samolot od podstawy „T" w kierunku ramienia poprzecznego. Ze wzrostem wymiarów samolotów i ich ciężarów, powstała konieczność stosowania lotnisk o większych wymiarach i o utwardzonych drogach startowych, które by zapewniały dłuższy wybieg i wytrzymywały odpowiedni nacisk. W tych warunkach reflektory lotniskowe stały się mniej pożyteczne, ponieważ drogi startowe stawały się za długie, aby je skutecznie oświetlić z jednego końca, a ustawianie lamp przenośnych i przenoszenie ich po zmianie kierunku wiatru jest zbyt kłopotliwe. W tych wypadkach ten sposób oświetlenia musiał być z konieczności zastąpiony stałymi lampami elektrycznymi, zabudowanymi parami po obu stronach drogi startowej i widocznymi ze wszystkich stron. W zależności od kierunku wiatru zapala się z wieżyczki kontrolnej lampy wzdłuż drogi startowej, najwięcej zbliżonej do kierunku wiatru.

Rozwój radja i radarowy sposób nawigacji („G") pozwala utrzymywać z ziemią stałą łączność, jak również stałą kontrolę lotu samolotu. Na większych lotniskach, gdy ruch lotniczy bywa bardzo nasilony, dla uniknięcia wypadków przylatujące samoloty krążą w odległości około *30* km od lotniska oczekując na wezwanie do lądowania z wieżyczki kontrolnej. Po otrzymaniu zezwolenia lecą wprost do lądowania bez potrzeby wstępnych okrążeń. Z powyższego wynika, że lampy wyznaczające drogi startowe mogą nie być widoczne ze wszystkich kierunków, a tylko od strony podejścia samolotu. Opracowano więc lampy, dające asymetryczny rozsył strumieni świetlnych. Rozwartość kątów tych strumieni jest różna w różnych krajach i zależna jest w pewnym stopniu od typu stosowanych samolotów. Moc żarówek w tych lampach jest rzędu *35* W. Ostatnie zalecenia C. A. A. przewidują dla lamp dróg startowych, przystosowanych do lądowania na przyrządy, moc znacznie większą. Stosowanie żarówek o zbyt dużej mocy, celem zwiększenia zasięgu widoczności w złych warunkach atmosferycznych, daje mało korzyści, gdyż przenikanie światła przez atmosferę, w zależności od mocy źródła światła zmienia się według funkcji logarytmicznej. Przy przeźroczystości powietrza, odpowiadającej dziennej widoczności objektu z odległości *200* m, źródło światła o maksymalnej jasności *44000* świec będzie widoczne z odległości *318* m, podczas gdy źródło światła o maksymalnej jasności *180000* świec będzie widoczne z odległości *375* m. Innymi słowy zwiększenie mocy źródła *światła* o *400%* zwiększy zasięg jego widoczności tylko o *20%*.

Urządzenia radiowe do ślepego lądowania mogą bezpiecznie doprowadzić samolot do wysokości około *60* m, co odpowiada odległości około *1000* m. od drogi startowej. W złych warunkach widoczności światła dróg startowych mogą być z tej odległości niewidoczne, wobec tego zaszła konieczność zastosowania świateł podejścia (Rys. 1 i 3), które ustawia się w linii prostej na przedłużeniu lewego rzędu świateł dróg startowych lub też w dwu równoległych rzędach na przedłużeniu obu rzędów świateł dróg startowych. Odstępy pomiędzy lampami w rzędzie — około *100* m. Długość rzędu tych lamp — około *1500* m. Moc lamp świateł podejścia powinna być duża, gdyż światła te są przewidziane w pierwszym rzędzie, jako pomoc przy lądowaniu w warunkach złej widoczności (co najmniej *100* W). Klosz koloru czerwonego. Instalowanie świateł podejścia o małej mocy należy traktować jako

tymczasowe, do chwili opracowania właściwych lamp podejścia, posiadających dużą siłę światła, skierowaną głównie w stronę podejścia samolotu do lądowania, z możliwością regulowania intensywności światła, celem dostosowania tych lamp do różnych warunków przezroczystości powietrza i uniknięcia zjawiska oślepienia przy dobrej widoczności powietrza.

Pomimo panującego obecnie wieku elektronowego, piloci realiści twierdzą, że światła podejścia jak i światła wyznaczające drogę startową są niezbędną pomocą w prowadzeniu samolotu podczas ostatnich kilku sekund przed lądowaniem.

Prócz wymienionych wyżej świateł porty lotnicze są wyposażone w szereg innych źródeł światła, które przyczyniają się do zwiększenia bezpieczeństwa wykonywanych lotów nocnych jak: latarnia lotniskowa, oświetlony wskaźnik kierunku wiatru i kierunku lądowania, reflektor chmurowy, światła przeszkodowe i inne.

Źródła energii elektrycznej.

Powyższe odbiorniki powinny być zasilane z elektrowni rejonowej, a ponadto zalecane jest, aby w portach lotniczych były rezerwowe elektrownie, wystarczające do zasilania wszystkich urządzeń elektrycznych ułatwiających loty. Jeśli nie byłoby możliwe zasilać wszystkie odbiorniki, to należy rozważyć możliwość zasilania ich w następującej kolejności:

1) urządzenia elektryczne służące do kontroli lotu,
2) urządzenia radio-nawigacyjne,
3) światła przeszkodowe w obrębie lotniska, a w szczególności od strony podejścia do lądowania,
4) światła dróg startowych.

Elektrownia rezerwowa powinna być wykonana w ten sposób, aby w razie przerwy w dopływie prądu z elektrowni rejonowej, była możliwość uruchomienia jej automatycznie. Przerwa w dopływie prądu powinna być możliwie krótka i w żadnym wypadku nie powinna przekroczyć 2 minut.

Urządzenia specjalne, ułatwiające lądowanie w warunkach złej widoczności.

Na niektórych lotniskach podczas niezbyt gęstej mgły, do wyznaczenia dróg startowych stosowano reflektory paraboliczne z żarówkami sodowymi. Światła sodowe zastosowano tu nie z powodu ich specjalnych właściwości do przenikania mgły, ale dzięki ich dużej sprawności, dużej sile kierunkowego światła o wyróżniającej się barwie. Reflektory te były ustawiane dorywczo w odległości kilku metrów od krawędzi drogi startowej.

W wypadku bardzo gęstej mgły stosowano instalację rozprowadzającą paliwo płynne do palników rozmieszczonych wzdłuż drgi startowej. Instalacja ta — ściśle biorąc — nie oświetlała drogi startowej, ale powodowała znikanie mgły w pasie ponad drogą startową na skutek podwyższenia temperatury powietrza, Wartość tych urządzeń polegała nie tylko na tym, że ułatwiały bezpieczne wylądowanie samolotom, alle głównie na tym, że umożliwiły wykonanie lotów w warunkach, w których normalnie loty by się nie odbywały.

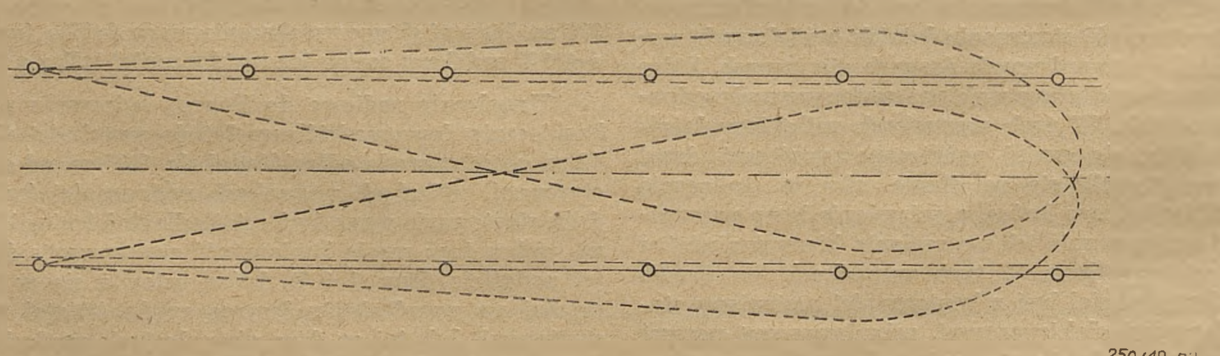
Niżej podany jest wykaz sprzętu służącego do elektryfikacji lotnisk komunikacyjnych, oparty w dużej mierze na ostatnich przepisach międzynarodowych.

Lampy dróg startowych [1])

Do wyznaczenia dróg startowych stosowane są lampy, których układ optyczny jest zaprojektowany w ten sposób, że daje dwa główne strumienie świetlne, skierowane wzdłuż drogi startowej, przy czym osie tych strumieni są skierowane ku drodze startowej w obu kierunkach, tak aby przecinały się z płaszczyzną prostopadłą, przechodzącą przez oś podłużną drogi startowej w odległości około *1000* m. Kąty rozsyłu obu głównych strumieni świetlnych są zawarte w granicach:

w płaszczyźnie poziomej do *60*°
w płaszczyźnie pionowej, licząc od poziomu, do *40*°.

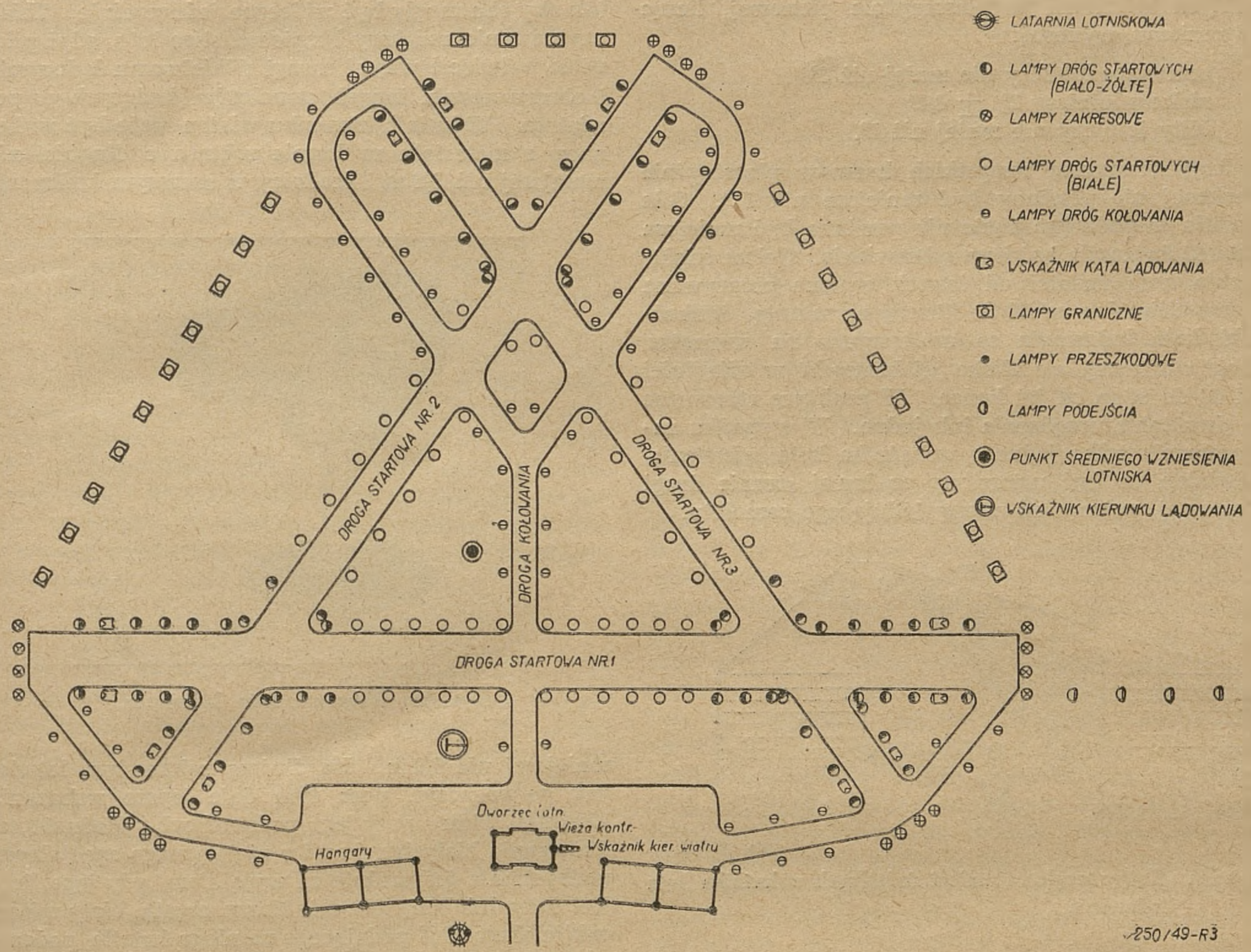
Jako źródło światła stosowane są żarówki niskowoltowe, zasilane z transformatorka zabudowanego w korpusie każdej lampy. Niskie napięcie ma na



Rys. 2 Wykres rozsyłu światła, w płaszczyźnie poziomej, dwu lamp wyznaczających drogę startową.

---

[1]) Ostatnio Państwowa Wytwórnia Optyczna w Jeleniej Górze opracowała nowy typ lampy dróg startowych. Lampa ta została opisana w kwietniowym zeszycie czasopisma „Horyzonty techniki" z b. r.



Rys. 3 Typowy przykład oświetlenia lotniska.

celu, możliwe zbliżenie się do punktowego źródła światła celem lepszego wykorzystania układu optycznego. Lampy zabudowuje się w studzienkach betonowych po obu stronach drogi startowej, parami, w odległości około *50* cm od krawędzi drogi startowej. Drogi startowe przystosowane do lądowania na przyrządy mają lampy rozstawione w odstępach *60* m, przy czym pierwsza para ma być zabudowana w odległości *60* m od końca drogi. Odstęp pomiędzy lampami na drogach startowych nie przystosowanych do lądowania na przyrządy wynosi *100* m. Lampy w obu rzędach, znajdujące się w odległości około *450* m od obu końców każdej drogi startowej, wysyłają światło biało-żółte. Białe strumienie będą widoczne od końców drogi, żółte — od strony środkowej. Środkowa część drogi startowej ma lampy jednokolorowe — białe. Światło żółte ma na celu ostrzec pilota, że zbliża się do końca drogi startowej. Jasności wszystkich lamp, zabudowanych po obu stronach drogi startowej, mogą być regulowane autotransformatorem w zakresie: *100%*, *30%*, *10%*, *3%* i *1%*. Zmiana jasności jest dokonywana z wieżyczki kontrolnej w zależności od stanu przezroczystości powietrza. Jednocześnie mogą się palić lampy wyznaczające tylko jedną drogę startową.

Lampy zakresowe. Rys. 3

Na obu końcach drogi startowej są stosowane w odległości około *50* cm od niej co najmniej cztery lampy zakresowe, rozmieszczone w równych odstępach, przy czym dwie z nich są zainstalowane na przedłużeniu linii lamp dróg startowych. Jest to ten sam typ lamp, jak podano wyżej, ale z filtrami koloru zielonego. Ze względu na większą absorbcję strumienia świetlnego przez ten filtr, stosuje się w tych lampach żarówki o mocy *50* W, zasilane również z transformatorków. Zadaniem tych lamp jest wskazanie pilotowi początku i końca drogi startowej. Lampy zakresowe są zasilane z kabla świateł granicznych, będą się więc jednocześnie paliły na końcach wszystkich dróg startowych, ma to na celu zorientowanie pilota w usytuowaniu dróg startowych, w wypadku uszkodzenia silnika po wystartowaniu.

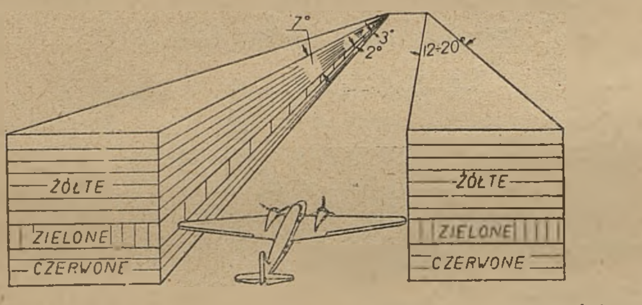
Wskaźnik kata lądowania

Celem ułatwienia pilotowi określenia właściwego kąta lądowania, stosuje się na punkcie startowym przenośne lub stałe urządzenie, które wysyła trójbarwny strumień świetlny. Kąty rozwarcia poszcze-

gólnych strumieni w płaszczyźnie pionowej, licząc od poziomu, wynoszą:

czerwony lotniczy nie mniej niż *3°*
zielony lotniczy *2°* $\pm$ *0,2°*
żółty lotniczy nie mniej niż *7°*.

A kąty rozwarcia wszystkich barw w płaszczyźnie poziomej nie powinny być mniejsze niż *12°*. Siła światła w podanym kącie nie powinna być mniejsza niż *200* świec dla każdego zabarwienia. Celem odróżnienia tych świateł od innych są one przerywane z częstotliwością od *30* do *60* razy na minutę. Wskaźniki kąta lądowania są umieszczone na zewnątrz drogi startowej, ale blisko jej krawędzi w odległości od *60* do *90* m od jej końca. W praktyce stosowane są dwa takie urządzenia lub jedno. W wypadku zastosowania tylko jednego wskaźnika kąta lądowania, powinien on być ustawiony po lewej stronie drogi startowej, patrząc od strony lądującego samolotu.



Rys.: 4a Kąty rozsyłu strumieni świetlnych wskaźnika kąta lądowania.

Światła podejścia.

Lampy te opisane wyżej są zamocowane na słupach o wysokości około *10* m. Od strony drogi startowej wyskość zabudowania lamp, powinna być taka, aby nie wystawały ponad nachylenie *1 : 50*.

Wskaźnik kierunku wiatru.

Na lotnisku powinien być co najmniej jeden wskaźnik kierunku wiatru. Miejsce zabudowania wskaźnika kierunku wiatru i kierunku lądowania jest bardzo ważne. Powinny one być widoczne ze wszystkich kierunków podejścia. Ogólnie biorąc, powinny znajdować się w sąsiedztwie głównych biur portowych lub administracyjnych, tak aby pilot mógł łatwo je odnaleźć. Wskaźniki te nie powinny być na terenie przeznaczonym do lądowania, lub w miejscach gdzie mogłyby przedstawiać niebezpieczeństwo dla lądowania lub kołowania. Najodpowiedniejszym miejscem do zainstalowania wskaźnika kierunku wiatru jest otwarty teren, dostatecznie oddalony od zabudowań, aby uniknąć wirów wiatru, które ustawicznie zmieniają kierunek ustawienia wskaźnka. Rękawy zabudowane na budynkach są zwykle trudne i niebezpieczne w obsłudze i z tych względów należy ich unikać. Rękaw wiatru i wskaźnik kierunku lądowania powinny być zabudowane blisko siebie, tak aby oba mogły być widoczne jednocześnie. Takie usytuowanie zwiększy bezpieczeństwo lotu, gdyż pilot może poświęcić więcej uwagi właściwemu lądowaniu i obserwowaniu innych samolotów, będących w powietrzu. Wskaźnik kierunku wiatru może być wykonany z materiału w formie rękawa o długości nie mniejszej niż 3,6 m i średnicy w szerszym końcu nie



Rys. 4b Wskaźnik kąta lądowania.

mniejszej niż 0,9 m. Im dłuższy rękaw tym łatwiej jest go zobaczyć, poza tym daje lepsze wskazania kierunku wiatru przy jego podmuchach. Ważność zastosowania białych rękawów nie wymaga specjalnego podkreślenia (naturalnie za wyjątkiem, gdy jego tłem jest śnieg lub biały piasek). Nowy, czysty, biały rękaw odbija około *80%* padającego na niego światła, podczas gdy kolor pomarańczowy odbija około *27 %*, a czerwony tylko około *12%*. Nawet brudny rękaw odbija około *45%* światła. Dane te są również słuszne w nocy, gdy rękaw jest sztucznie oświetlony. Powierzchnia otaczająca podstawę rękawa jest bardzo ważna. Powierzchnia ta tworzy tło, na którym pilot widzi rękaw z góry. Zabarwienie tej powierzchni powinno być kontrastowe z barwą rękawa, aby rękaw był łatwo widoczny z wysokości co najmniej *300* m. Biały rękaw powinien mieć czarne tło, tj. czarny asfalt. Gdy rękaw ma być zabudowany na dachu, dach powinien być pomalowany na kolor czarny w promieniu co najmniej *6* m od podstawy rękawa. Jest pożądane w okresie śniegów stosować rękaw pomalowany na czerwono lub pomarańczowo. W wypadku częstej zmiany zabarwienia tła, rękaw powinien być pomalowany w pasy koloru białego i pomarańczowego, lub też biało-czarne. Pasów powinno być pięć, przy czym pierwszy i ostatni powinien być koloru ciemniejszego. Podczas nocy rękaw powienien być oświetlony. Innym, bardzo ważnym czynnikiem umożliwiającym odnalezienie rękawa lub wskaźnika kierunku lądowania zainstalowanego na ziemi, który normalnie jest pomijany, jest pierścień znakujący o szerokości *1,2* m i co najmniej o średnicy zewnętrznej *13,5* m. Pierścień ten może być wykonany z białego betonu, lub tłuczonego kamienia wapiennego. Najlepszy jest z tłuczonego wapniaka związanego mieszaniną piasku z cementem lub innymi odpowiednimi spoidłami.

Oświetlony wskaźnik kierunku lądowania (w kształcie litery T).

Wskaźnik kierunku lądowania może być ustawiany ręcznie na dowolny kierunek, z wieżyczki kontrolnej lub też automatycznie przez nadajnik zabudowany w miejscu możliwie wolnym od wirów wiatrowych. Każdorazowe położenie wskaźnika kierunku wiatru jest sygnalizowane na wieżyczce kontrolnej przy pomocy odpowiedniego przyrządu (selsyn). Aby móc rozpoznać kierunek lądowania podczas nocy, wskaźnik jest oświetlony rurami neonowymi, które są ustawione wzdłuż grzbietu. Każda rura jest zasilana z oddzielnego transformatora, umieszczonego pod skrzydłem wskaźnika. Zmiana ustawienia wskaźnika dokonywana jest przy pomocy silnika 3-fazowego za pośrednictwem przekładni ślimakowej samohamownej. Aby zapobiec nagłym zmianom położenia wskaźnika, oś pionowa jest połączona za pośrednictwem przekładni z pompą (olejową), działającą jako tłumik.

Lampy graniczne.

W myśl międzynarodowych przepisów I. C. A. O. lampy graniczne są konieczne na lotniskach nie posiadających oświetlonych dróg startowych. Jeżeli lampy graniczne są zainstalowane, to powinny być takiego typu, aby wyznaczały granice lotniska. zarówno podczas dnia jak i nocy. Lampy graniczne powinny być ustawione na obwodzie lotniska w odstępach około *100*-metrowych. Lamp tych nie powinno się ustawiać w sąsiedztwie budynków. Aby granica lotniska była widoczna również podczas dnia, lampy są instalowane na daszkach o długości około trzech m. Lampy są koloru białego. Siła światła powinna być co najmniej *10* świec. Daszki powinny być pomalowane w pasy biało-żółte.

Lampy dróg kołowania.

Lampy te są instalowane wzdłuż wszystkich dróg kołowania, przeznaczonych do użytku podczas nocy, gdy nasilenie ruchu lotniczego jest duże. Przy małym ruchu nocnym z powodzeniem mogą być zastosowane inne środki, znacznie tańsze.

Reflektor chmurowy

Reflektor ten wysyła w określonym kieruku wąski strumień świetlny o dużym natężeniu. Położenie plamy świetlnej na chmurze w stosunku do skali kątomierza, ustawionego w stałej odległości od reflektora, pozwala określić podstawę wysokości chmur z prostej zależności trygonometrycznej. Przy założonym z góry kącie nachylenia reflektora, oraz ustalonej odległości pomiędzy reflektorem a kątomierzem, ten ostatni może być wyskalowany w metrach wskazujących wysokość chmur. Jako źródło światła często stosowane są żarówki rtęciowe wysokiego ciśnienia.

Reflektor sygnalizacyjny.

Do utrzymania łączności wzrokowej pomiędzy służbą startową a załogą samolotu podczas lotu lub kołowania, tak podczas dnia, jak i nocy, stosuje się reflektor ręczny. Reflektor ten powinien mieć łatwą możliwość zmiany barw; czerwonej, zielonej i białej, by można było nadawać sygnały o poszczególnych barwach lub ich kombinacji w dowolnym kierunku. Rozwartość strumienia świetlnego tego reflektora nie powinna być mniejsza niż 1^0 i nie większa niż 3^0. Natężenie barwnego światła przy stosowaniu podczas dnia nie powinno być mniejsze niż *6000* świec. Lustro powinno być tak zaprojektowane, aby natężenie światła było nieznaczne w kącie większym niż 3^0 od osi strumienia. Konstrukcja reflektora powinna pozwolić na nadawanie znakami Morse'a co najmniej czterech słów na minutę.

Latarnia lotniskowa.

Zadaniem latarni lotniskowej jest ułatwienie przylatującym samolotom odnalezienia lotniska. Jest więc to źródło światła o dużej mocy, umieszczone na wieży lub górującym ponad otoczeniem budynku, wysyłające w odstępach od *3* do *5* sekund na przemian światło białe i zielone. Natężenie siły światła i kierunek strumienia są takie, aby pilot mógł zobaczyć je z dużej odległości. Najczęściej moc latarni wynosi około *2000* watów. Układ optyczny wykonany jest ze szklanych pryzmatów, które koncentrują światło w dwu kierunkach; jeden z nich przechodzi przez zielony filtr dając światło zielone. Układ optyczny latarni wiruje naokoło osi pionowej z szybkością od *6* do *10* razy na minutę. Maksymalna jasność wynosi około *3 000 000* świec. Zasięg widoczności przy absorbcji powietrza *25%* wynosi około *35* km. Latarnie te dla zapewnienia ciągłości pracy posiadają urządzenie pozwalające na automatyczną zmianę przepalonej żarówki; po zapaleniu się żarówki zapasowej zapala się również lampa sygnalizacyjna wskazująca, że należy założyć drugą zapasową żarówkę. Na górnej części korpusu latarni jest okienko, do którego można wstawiać szkła o różnych zabarwieniach. W ten sposób, stosownie do umowy, można zidentyfikować dane lotnisko (różne barwy dla różnych lotnisk).

Latarnia ta powinna być postawiona przy lotnisku lub w jego sąsiedztwie.

Światła przeszkodowe.

Wszelkie przedmioty, znajdujące się w sąsiedztwie lotniska, a wznoszące się ponad poziom umyślonych powierzchni przeszkód [1]) stanowią niebezpieczeństwo dla ruchu lotniczego i o ile nie mogą być usunięte, powinny być oświetlone podczas nocy.

a) *Umyślona płaszczyzna horyzontalna.*

Jest to płaszczyzna wznosząca się *45* m ponad punkt średniego wzniesienia lotniska, a kończąca się w odległości *4000* m od tego punktu. Punkt średniego wzniesienia lotniska jest wybierany w pobliżu środka lotniska.

---

1) Określenie umyślonych powierzchni przeszkód wynika z rys. 5.

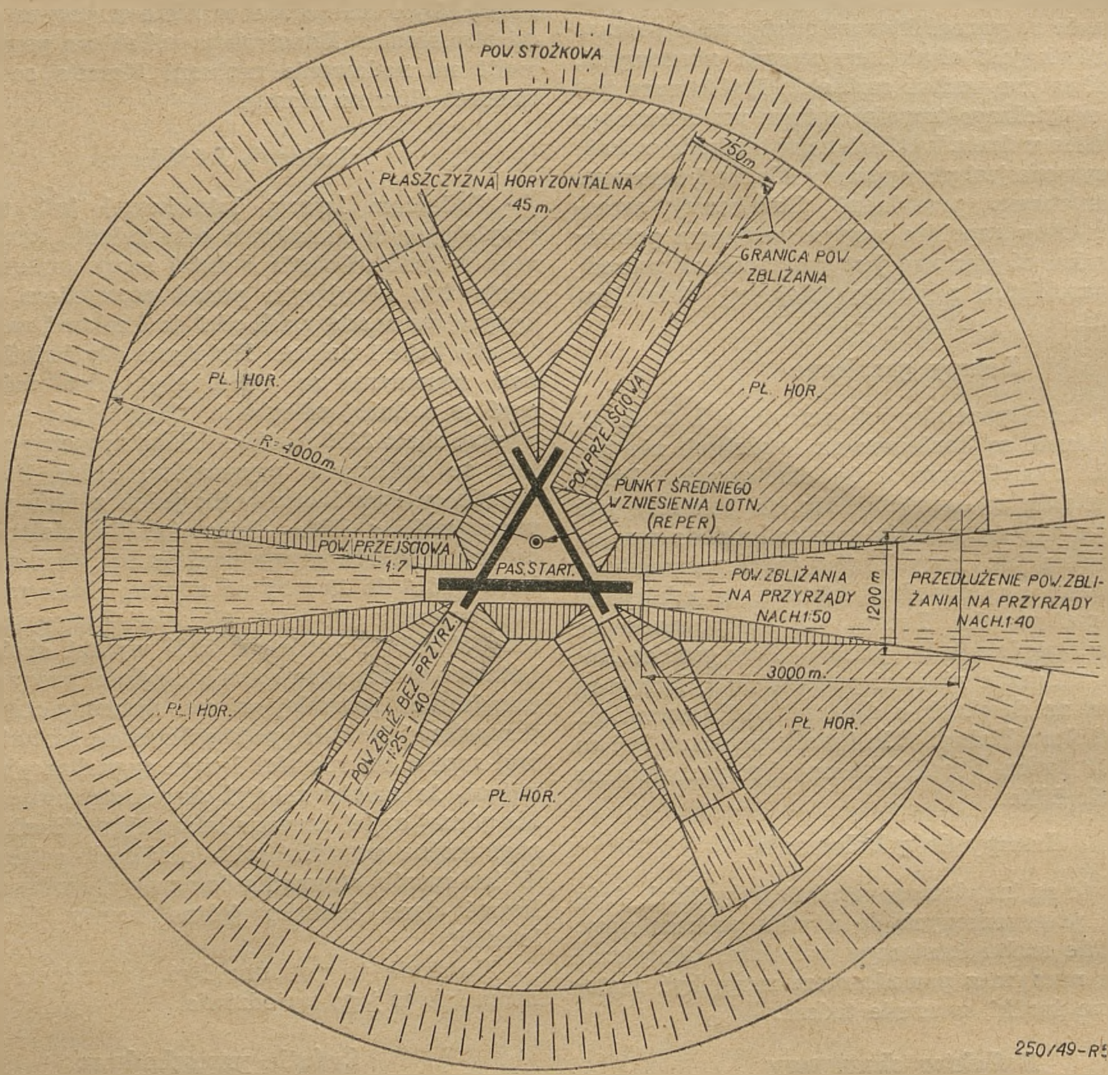
b) *Umyślona powierzchnia zbliżania.*

Jest to powierzchnia rozciągająca się od końca pasa startowego (*60* m od końca drogi startowej), a kończąca się w odległości *3000* m w kierunku zbliżania.

Szerokość powierzchni zbliżania dla drogi przystosowanej do lądowania na przyrządy równa się szerokości pasa startowego (*300* m) przy pasie i *1200* m części wspólnej wynosi *1 : 7* w płaszczyźnie pionowej, prostopadłej do osi pasa.

c) *Umyślona powierzchnia stożkowa.*

Wznosi się do góry na zewnątrz obwodu umyślonej płaszczyzny horyzontalnej na odległość *5000* m. (dla lotniska klasy C, D i E) od punktu średniego



Rys. 5 Umyślone powierzchnie przeszkód.

na jej końcu (w odległości *3000* m). Nachylenie tej powierzchni wynosi 1 : 50.

Szerokość powierzchni zbliżania dla drogi nie przystosowanej do lądowania na przyrządy równa się szerokości pasa startowego (*150* m) przy pasie i *750* m na jej końcu (w odległości *3000* m). Nachylenie tej powierzchni dla lotnisk klasy A, B, C i D wynosi *1 : 40*, dla klasy E i F *1 : 30* i dla klasy G *1 : 25*. Powierzchnia zbliżania i pas startowy są połączone z płaszczyzną horyzontalną umyślonymi powierzchniami przejściowymi. Nachylenie powierzchni przejściowych, mierzone od krawędzi pasa startowego lub od krawędzi powierzchni zbliżenia, za wyjątkiem wzniesienia lotniska. Nachylenie powierzchni stożkowej mierzone w płaszczyźnie pionowej, przechodzącej przez punkt średniego wzniesienia lotniska, wynosi *1 : 20*. Dla drogi startowej przystosowanej do lądowania na przyrządy I. C. A. O. zaleca, aby powierzchnia stożkowa na przedłużeniu powierzchni zbliżania miała nachylenie *1 : 40*. Obiekty będące poza strefami zbliżania, o ile wg. uznania rzeczoznawców będą stanowić przeszkody dla ruchu lotniczego i nie mogą być usunięte, powinny być oświetlone zgodnie z uprzednio podanymi przepisami.

(Dokończenie na stronie 75).



Dane odnośnie wyczynów i własności lotnych Żaka 3 zostały zaczerpnięte ze sprawozdania Działu Badań w Locie GILot.

Warunki latania w naszych aeroklubach wymagają sprzętu, który umożliwiłby szkolenie podstawowe oraz małą turystykę za jak najmniejszą cenę.

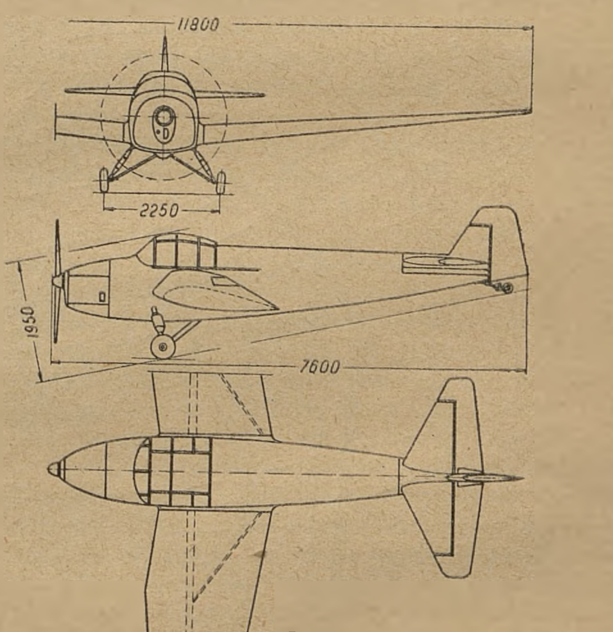
Rozwiązaniem tego problemu jest samolot Lotniczych Warsztatów Doświadczalnych „Żak 3". Zużywa on na *100* km tyle paliwa co mały samolot osobowy, a jego konstrukcja jest w wysokim stopniu uproszczona.

Jakkolwiek „Żak 3" nie jest rewelacją, to jednak udało się konstruktorowi zastosować tu szereg szczęśliwych pomysłów, dzięki czemu samolot ten jest udanym typem.

Ogólny układ i niektóre dane samolotu podaje rys. 1. Samolotom tego typu stawia się duże wymagania odnośnie pomieszczenia załogi, toteż słusznie wykazano sporo pomysłowości przy rozwiązywaniu kabiny „Żaka 3".

Miejsca obok siebie zapewniają bezpośredni kontakt ucznia z instruktorem, bądź też pomiędzy turystami w czasie przelotu, co znacznie ułatwia współpracę w powietrzu. Dalszą zaletą tego układu jest pojedyńczy komplet przyrządów pokładowych. Układ siedzeń obok siebie jest korzystny również ze względu na małą wędrówkę środka ciężkości przy różnych obciążeniach samolotu. Pogorszenie natomiast własności aerodynamicznych wskutego „pękatego" kadłuba w tej kategorii samolotów nie ma większego znaczenia.

W wyposażeniu kabiny należy podkreślić bardzo wygodne w użyciu przestawianie siedzeń na wysokość, a orczyków na odległość. Obydwie te czynności mogą być wykonane przez załogę po zajęciu miejsc kilkoma prostymi ruchami w krótkim czasie. Przestawianie orczyka (rys. 2 i 3) odbywa się przez odblokowanie mechanizmu rączką *14* i ustawienie go ruchem



Rys. 1. Żak 3 — zestawienie.

nóg na żądaną odległość. Podobnie przez pociągnięcie rączki 15 (rys. 2) zwalnia się zaczepy fotela i ruchem ciała ustawia siedzenie na dowolną wysokość. Szkoda tylko, że nie ma się przy tym za co przytrzymać.

Przydałyby się też odpowiednie chwyty na zewnątrz samolotu, ułatwiające wsiadanie i wysiadanie z maszyny.

Dostęp do kabiny jest wygodny, dzięki zastosowaniu odsuwanej części górnej; chroni ona należycie przed wiatrem i hałasem silnika. W razie ewentualnego kapotażu jednak, otwacie kabiny jest niemożliwe, toteż przed lądowaniem w niepewnych warunkach należałoby ją otwierać jeszcze w powietrzu.

Przełącznik zapłonu oraz kran paliwowy są tak umieszczone, że najpierw musi być otwarte paliwo, a dopiero potem uruchomiony silnik — szczegół drobny lecz praktyczny dla mało wprawnych i zapominalskich pilotów. Na szczególną uwagę zasługuje doskonała widoczność w przód, do góry, do dołu i na boki z obu miejsc, zarówno przy kołowaniu na ziemi, jak i w locie (nawet przy wznoszeniu).

Przechodząc do opisu technicznego samolotu należy stwierdzić, że zastosowana konstrukcja mieszana jest dla tego typu samolotów najbardziej odpowiednia.

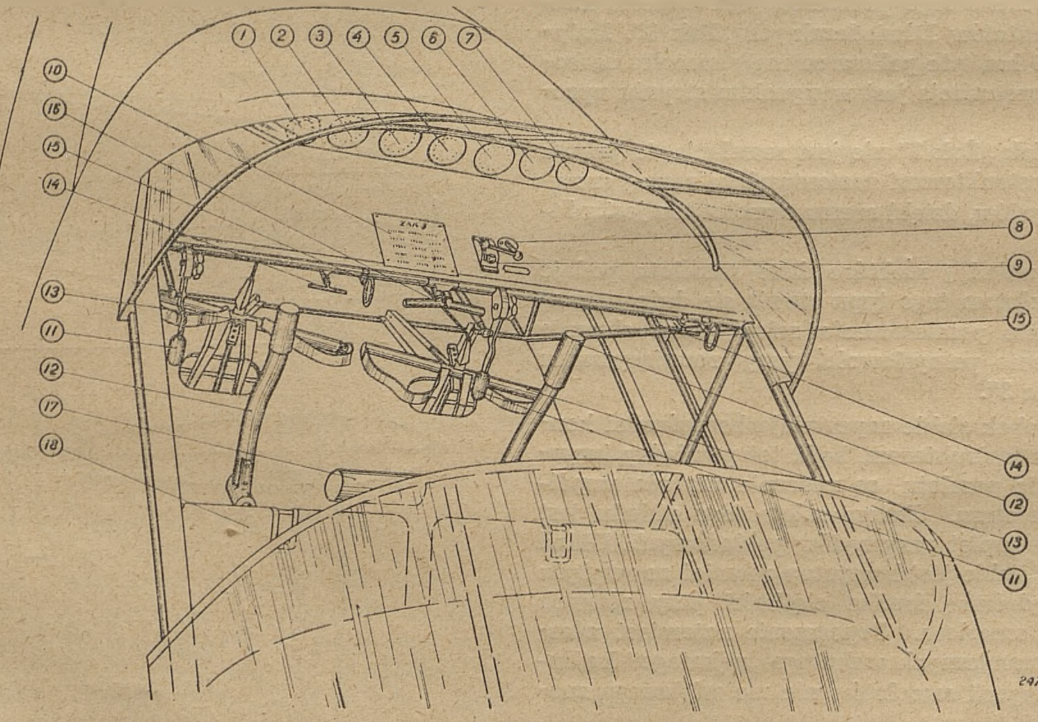
Skrzydła są wykonane z drewna, kryte sklejką oraz płótnem. Elementem pracującym na gięcie jest dźwigar skrzynkowy. Skręcanie jest przenoszone przez keson utworzony przez wyżej wspomniany dźwigar oraz pokrycie sklejkowe oparte na żebrach noskowych. W części przykadłubowej (skrzydło jest dwudzielne), keson jest poszerzony, a tylne ograniczenie stanowi dźwigar pomocniczy, przechodzący skośnie do tyłu. Skrzydło łączy się z kadłubem w trzech punktach: dwa sworznie przenoszą siły z dźwigara głównego, 3-cim punktem jest okucie zamocowane na dźwigarze pomocniczym. Sworznie są typu rozprężnego (rys. 4), co usuwa luzy w połączeniu. Część tylna skrzydła jest kryta płótnem.

Lotki są typu szczelinowego, w części przedniej lekki keson kryty sklejką, za dźwigarem płótno. Sterowanie lotek linkowe.

Kadłub jest spawany z rur stalowych chromomolibdenowych. W części przedniej jest, zawieszone na 4 okuciach, łoże silnikowe. Przegroda ogniowa jest wykonana z blachy duralowej. Za przegrodą ogniową mieści się kabina załogi, a następnie za siedzeniami po stronie prawej jest umieszczony zbiornik paliwa, po lewej bagażnik o ładowności *30* kG i pojemności ok. *60* dm^3. Kadłub jest oprofilowany drewnianą konstrukcją krytą płótnem.

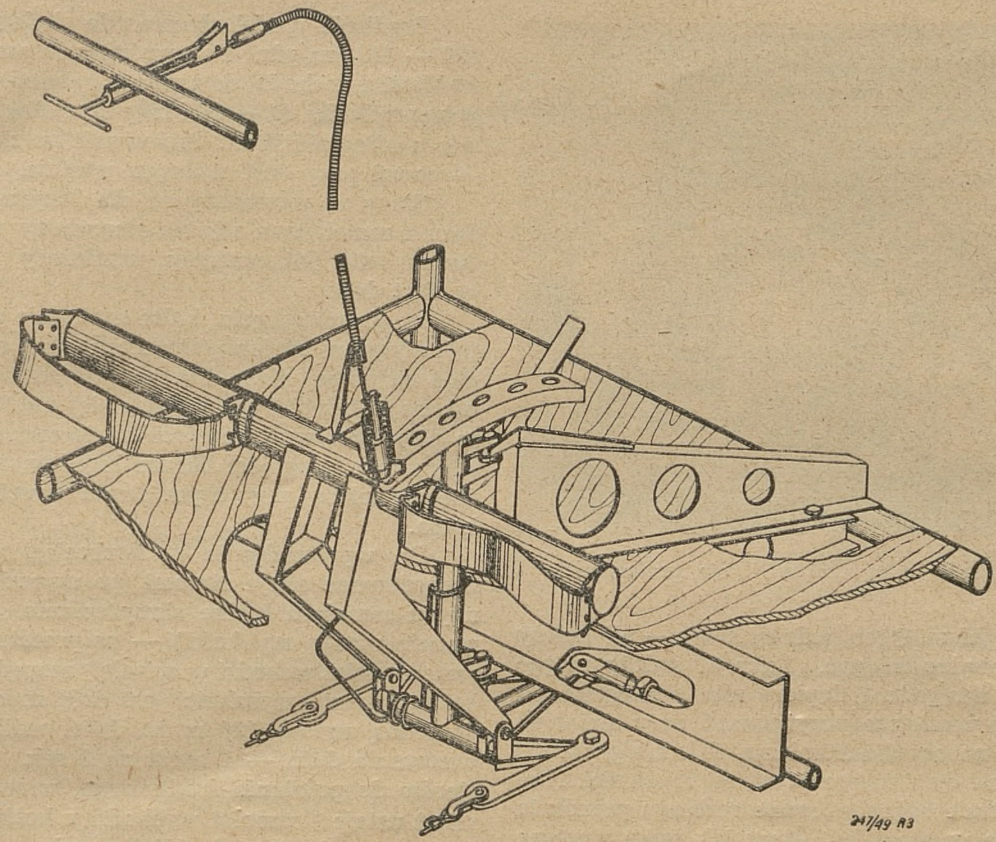
Usterzenie jest wykonane w ten sposób, że ster kierunku jest umieszczony za usterzeniem poziomym, co zwiększa skuteczność steru przy wyprowadzaniu z korkociągu. Obydwa stateczniki są wykonane z drewna i kryte sklejką. Stery mają szkielet z drewna, części odciążające są kryte sklejką, reszta płótnem. Po zdjęciu osłon blaszanych jest dostęp do dźwigien i linek uruchamiających stery.

Podwozie trójgoleniowe jest osadzone na kratownicy kadłuba, co ma tę zaletę, że po odjęciu skrzydeł samolot stoi na „własnych nogach" i nadaje się do transportu kołowego. Koła balonowe o ciśnieniu

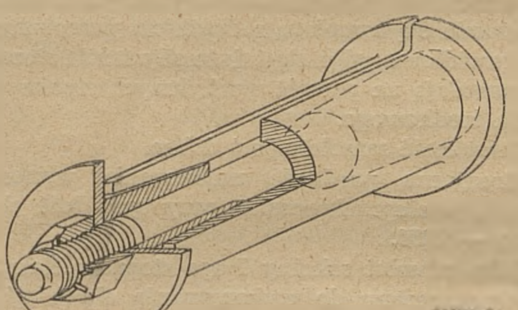


Rys. 2. Kabina „Żaka 3".

1) prędkościomierz, 2) wariometr; 3) busola; 4) wysokościomierz; 5) obrotomierz; 6) manometr paliwa i oleju; 7) termometr oleju (wychodzącego); 8) kran paliwowy; 9) przełącznik iskrowników; 10) tabliczka z danymi; 11) dźwignia gazu; 12) drążek sterowy; 13) orczyk; 14) rączka dla przestawiania orczyka; 15) rączka dla przestawiania siedzenia; 16) rączki hmulca; 17) gaśnica; 18) siedzenie (pilota).



Rys. 3. Mechanizm przestawiania orczyka.



Rys. 4. Sworzeń rozprężny służący do łączenia skrzydeł z kadłubem.

12 at. Amortyzatory olejowo-powietrzne (o ciśnieniu napełniania 47 at) działają bez zarzutu. Koła są zaopatrzone w hamulce, jednak w obecnym stanie konstrukcja hamulców nie jest wystarczająco opracowana i są one niepewne w działaniu. Każde koło jest hamowane oddzielną rączką. Rączki są umieszczone przed tablicą przyrządów pokładowych. Taki układ ma swoje zalety w porównaniu do różnicowego sterowania hamulców za pośrednictwem orczyka, lub też dźwigni osadzonych na pedałach i uruchamianych ruchem stóp. W „Żaku 3" hamulce mogą być uruchamiane niezależnie od położenia orczyka, co przy kołowaniu z bocznym wiatrem jest dużą zaletą. Wadą zaś jest to, że dla uruchomienia hamulców pilot musi puścić drążek sterowy. Z tego wynika, że do startu i lądowania hamulce raczej nie mogą być używane, chyba że interweniować będzie drugi członek załogi.

Kółko ogonowe jest umieszczone na końcu resora obrotowo i sprzężone przy pomocy amortyzatorów gumowych ze sterem kierunkowym, co ułatwia kołowanie. Niestety nie może się ono obracać o 360°, toteż przy przetaczaniu samolotu do tyłu, ogon musi być niesiony.

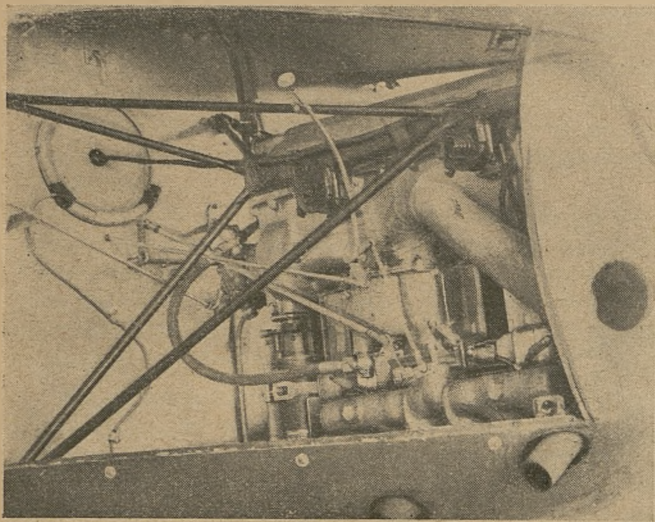
Do *napędu* zastosowano czterocylindrowy silnik rzędowy, odwrócony, chłodzony powietrzem, Walter „Mikron III", o mocy 65 KM przy 2600 obr/min. Silnik jest zawieszony elastycznie na prostym łożu zespawanym z rur stalowych. Dostęp do silnika, po łatwym odjęciu masek bocznych, jest bardzo wygodny. Uruchamianie ręcznej pompki benzynowej oraz przelewu gaźnika jest wyprowadzone na zewnątrz maski, co ułatwia znacznie rozruch silnika (rys. 5). Silnik wymaga bardzo lekkiego przelania i zaskakuje bez trudności. Śmigło jest przy tym pokręcane ręcznie.

Instalacja paliwowa jest prosta. Jeden zbiornik spawany z blachy aluminiowej o pojemności *40* l jest umieszczony za kabiną załogi. Zawór paliwowy jest uruchamiany rączką osadzoną na desce przed fotelami. Ciśnienie paliwa (do *0,3* at) oraz oleju (2 ÷ *4* at) wskazuje jeden dwuwskazówkowy manometr. Należy stosować paliwo o liczbie oktanowej *72*.

Z kolei parę uwag odnośnie pilotażu „Żaka 3".

Zajęcie miejsc w kabinie i zapuszczenie silnika nie nastręcza trudności. Przy wsiadaniu należy jednak zwracać uwagę na wirujące śmigło, gdyż do samolotu wsiada się od przodu (po krawędzi natarcia skrzydła). Przy próbie silnik daje około *2200* obr/min.

W czasie rozbiegu przy starcie samolot lekko ucieka w prawo, daje się jednak łatwo utrzymać na



Rys. 5. Silnik ,,Walter Mikron" i jego zawieszenie.

kierunku orczykiem. Ogon podnosi łatwo — nie należy jednak zbyt prędko ściągać. „Żaka 3“ należy rozpędzić aż do *90* km/godz. i dopiero wtedy ściągnąć. — Po wyjściu w powietrze przytrzymać przy ziemi aż do uzyskania na szybkościomierzu *115* km/godz., po czym przystąpić do wznoszenia na tej szybkości. Niepełne podniesienie ogona w czasie rozbiegu przedłuża rozbieg i może uniemożliwić start tak samo wczesne oderwanie od ziemi powoduje wytrącenie prędkości.

Najlepsze wznoszenie ma miejsce przy prędkości *110* km/godz przy *2370* obr/min — poleca się jednak stosować nieco mniejsze obroty dla zaoszczędzenia silnika. Największa prędkość wznoszenia, przy ziemi, wynosi *2,7* m/sek; *1000* m samolot osiąga w około 7 minut, a *2000* m w *16* minut.

Przelot ekonomiczny należy wykonywać na $n = 2200$ przy czym prędkość (równoważna) wynosi *130* km/godz. Zużycie paliwa wynosi w przybliżeniu *13* l/godz, co odpowiada zasięgowi *300* km. Przy silnym wietrze czołowym obroty mogą być zwiększone do *2350*, co daje prędkość (równoważną) *140* km/godz, a zużycie paliwa *16* l/godz.

Na pełnej mocy, przy obrotach $n = 2600$ osiąga się maksymalną prędkość równoważną wynoszącą *155* km/godz. (Przy pełnym otwarciu przepustnicy w locie poziomym można osiągnąć obroty $n = 2730$ i prędkość $v_r = 157$ km/godz, co jednak nie jest wskazane z uwagi na przeciążenie silnika).

Pułap praktyczny wynosi około *3500* m, a czas potrzebny do jego osiągnięcia — około *44* minut.

Przy schodzeniu na zamkniętym gazie, zwłaszcza w zimnej porze roku, cylindry i głowice przechładzają się znacznie, toteż należy schodzić raczej na gazie ($n = 1700 — 1800$).

Prędkość lotu (według szybkościomierza) odpowiadająca najmniejszemu kątowi planowania wynosi *120* km/godz, przy czym prędkość opadania wynosi *2,8* m/sek przy $n = 1200$.

Dla skrócenia podejścia do lądowania mogą być wykonywane ślizgi, jednak niezbyt głębokie (przechylenie około 15°). Należy dać pełną nogę i tylko tyle lotki, żeby samolot nie schodził z kierunku.

Prędkość podchodzenia do lądowania wynosi *100 — 110* km/gdz. Po wyrównaniu samolot wytraca szybkość i dochodzi do ziemi w położeniu na 3 punkty przy prędkości *85 — 90* km/godz. Czas dobiegu = *15* sek, a odległość 56 m. Kołowanie po ziemi jest łatwe — nawet przy dość mocnym wietrze.

Stery są wystarczające dla bezpiecznego prowadzenia samolotu, a siły na sterownicy we wszystkich fazach lotu (lot poziomy, wznoszący, ślizgowy) nie są zbyt duże.

Po przeciągnięciu, które następuje przy prędkości wskazywanej *80* km/godz, niezależnie czy silnik pracuje na pełnej mocy, czy też jest zdławiony, samolot nie ma skłonności do „walenia się“ na skrzydło. Lotki są cały czas wystarczająco skuteczne. Sam przebieg oderwania strug jest bardzo łagodny, samolot rozpędza się lekko, przy czym strata wysokości jest znikoma.

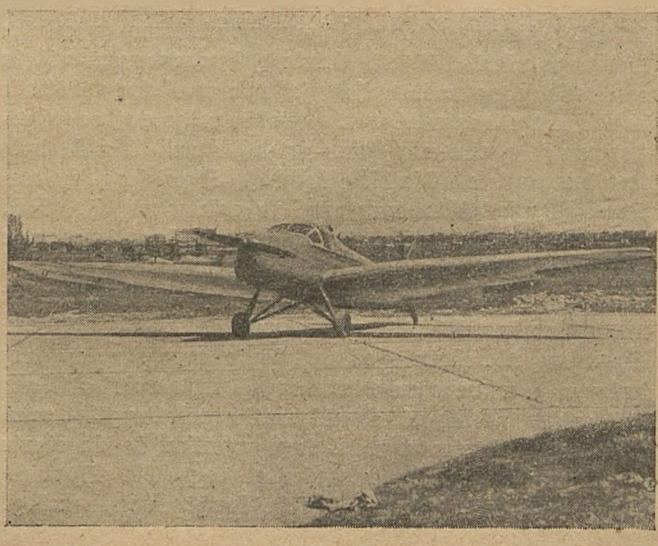
Do wprowadzenia w korkociąg potrzebna jest zdecydowana akcja sterami, po uprzednim przeciągnięciu samolotu (pełne skrzyżowanie sterów w momencie utraty szybkości) — w przeciwnym bowiem razie samolot wchodzi w spiralę i rozpędza się. W korkociągu strata wysokości jest dość znaczna — *150* m na jedną zwitkę, *230* m na dwie zwitki, a szybkość wirowania duża — 1 obrót na 3 sek. Po wycofaniu sterów do położenia środkowego, wirowanie natychmiast ustaje i samolot wychodzi z korkociągu, rozpędzając się przy tym do *150* km/godz.

Samolot jest stateczny statycznie dookoła wszystkich trzech osi, przy drążku trzymanym. Natomiast zachowanie się samolotu z drążkiem puszczonym nie jest prawidłowe, gdyż zbyt duże siły tarcia sterownicy nie pozwalają na powrót wychylonych sterów do położenia środkowego.

Zwrotność samolotu jest dobra.

Graniczna prędkość nurkowania wynosi *250* km/godz, a nieprzekraczalna przy tym ilość obrotów silnika — *2850*.

Jako samolot szkolny I-ego stopnia „Żak 3“ nie jest przeznaczony do wykonywania akrobacji, toteż poza spiralą, ślizgami, głębokimi skrętami i korkociągiem nie powinny być wykonywane żadne inne ewolucje.



H. DAVIES, M. Sc., A. F. R. Ae. S.

Badania w locie przy prędkościach poddźwiękowych

Tłumaczenie artykułu p. t. „Flight research at high subsonic speeds„ opublikowanego w „Journal of the Royal Aeronautical Society“ sierpień 1948. Tłumaczył inż. R. Lewandowski.

W artykule poniższym wprowadzono pewne określenia nie stosowane dotąd w naszej literaturze lotniczej. Określenia te wyróżnione są kursywą, a ponadto zamieszczone i objaśnione są w dziale „lotnicze słownictwo techniczne“ na str. 48.

SPIS OZNACZEŃ:

c_z — wsp. siły nośnej samolotu

c_{zH} — wsp. siły nośnej usterzenia wysokości,

c_x — wsp. oporu samolotu,

$c_R = \sqrt{c_z^2 + c_x^2}$ — wsp. wypadkowej siły aerodynamicznej,

c_m — wsp. momentu samolotu,

c_{mo} — wsp. momentu względem środka aeroiynamicznego,

P_x — opór całkowity samolotu

T — ciąg,

Q — ciężar samolotu w locie,

S — powierzchnia nośna,

S_H — powierzchnia usterzenia wysokości,

t — średnia cięciwa aerodynamiczna skrzydła,

l_H — odległość środka ciężkości samolotu od środka aerodynamicznego usterzenia wysokości,

$\overline{V} = \frac{S_H \cdot l_H}{S \cdot t}$ — cecha usterzenia wysokości,

α — kąt natarcia skrzydła,

α_H — kąt natarcia usterzenia wysokości,

ε — odgięcie strug za skrzydłem,

τ_H — kąt zaklinowania usterzenia wysokości,

β_H — kąt wychylenia steru wysokości (+ do dołu),

β_v — kąt wychylenia steru kierunku,

β_k — kąt wychylenia klapki wyważa- steru wysokości.

c_{zH} — współcz. siły nośnej usterzenia wysokości,

c_{sH} — współcz. momentu zawiasowego steru wysokości,

K_n — zapas stateczności statycznej z drążkiem trzymanym,

K'_n — zapas stateczności statycznej z drążkiem puszczonym,

H_m — zapas sterowności,

x_o — odległość środka ciężkości od punktu odniesienia,

x_a — odległość środka aerodynamicznego od punktu odniesienia.

M — liczba Macha,

p — ciśnienie statyczne,

ρ — gęstość powietrza,

μ — bezwzględny wsp. lepkości,

v_r — prędkość równoważna = rzeczywista prędkość samolotu względem powietrza . $\sqrt{\sigma}$.

ρ_H — gęstość powietrza w warunkach lotu,

ρ_o — normalna gęstość powietrza,

Re — liczba Reynoldsa,

g — przyśpieszenie ziemskie,

$c_p = \frac{p - p_o}{\frac{1}{2} \rho v^2}$ — współczynnik ciśnienia.

$\sigma = \frac{\rho_H}{\rho_o}$

1. WSTĘP.

Jeszcze 10 lat temu największa prędkość osiągana przez samolot nawet przy nurkowaniu rzadko przekraczała połowę prędkości dźwięku. W tych warunkach powietrze otaczające samolot zachowuje się tak, jak gdyby były nieściśliwe i siły, jakie działają na samolot, mogą być obliczone na podstawie praw rządzących aerodynamiką cieczy nieściśliwej.

W czasie wojny 1939-45 dokonano wielkiego postępu w osiągach samolotów, a prędkości lotu przekroczyły 3/4 prędkości dźwięku nawet w locie poziomym. Przy tych prędkościach powietrze nie zachowuje się już jak ciecz nieściśliwa, prawa aerodynamiki komplikują się i konstruktor samolotu napotyka na szereg nowych zagadnień związanych z osobliwymi i niespodziewanymi zjawiskami wynikającymi ze ściśliwości powietrza.

Celem niniejszego artykułu jest omówienie znaczenia, jakie dla wyjaśnienia tych zjawisk mają badania w locie, ze specjalnym uwzględnieniem prac wykonanych w Angielskim Instytucie Lotniczym (Royal Aircraft Establishment) w Farnborough w czasie ostatnich lat.

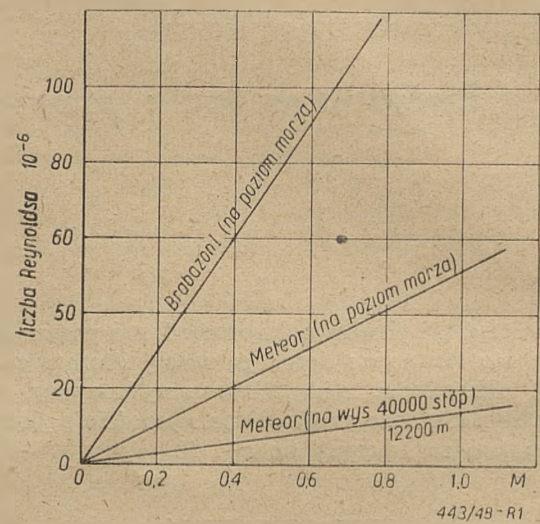
2. PRZEDMIOT BADAŃ W LOCIE

Przede wszystkim musimy ustalić dokładne ograniczenia, jakim z konieczności muszą podlegać badania w locie. Nie można bowiem przeprowadzić w locie tak wyczerpujących i systematycznych badań, jakie są możliwe w tunelach aerodynamicznych. Towarzyszące zawsze badaniom w locie trudności w dokonywaniu szybkich modyfikacji oraz w bezpośrednim mierzeniu sił i momentów, występujących na samolocie, są o wiele większe przy wielkich prędkościach. Przyczyną tego jest fakt, że lot musi odbywać się w warunkach, przy których występują gwałtowne i często nieprzewidziane zmiany aerodynamicznych własności samolotu.

Potrzeba uzyskania szczegółowych danych, odnoszących się do badania samolotów o naturalnej wielkości, celem porównania ich z wynikami otrzymywanymi na modelach, a także potrzeba wyjaśnienia zjawisk związanych z tymi badaniami, jest obecnie dużo większa niż kiedykolwiek, ponieważ liczby *Reynoldsa*, uzyskiwane na modelach, są ciągle zbyt małe i niepewności związane z nieznajomością poprawek tunelowych są znacznie większe przy dużych liczbach *Macha*.

Jest więc wskazane prowadzić badania w locie przy wielkich prędkościach w dwóch kierunkach:

1. Badania nad wartością pomiarów tunelowych i innych, dokonywanych na modelach oraz przystosowalnością ich do warunków lotu rzeczywistych samolotów. Badania te są głównym źródłem podstawowych danych i należy podkreślić, że praca ta ma ogromne znaczenie.
2. Praca nad zagadnieniami, które nie mogą być skutecznie badane na modelach ani studiowane teoretycznie, jak np. odkształcenia aeroelastyczne, przy których badania tunelowe zawodzą.



Tunel	Metoda badania	Liczba Macha	Liczba Reynoldsa
RAE na wielkie prędk.	model częściowy	0,8	3.10^6
„ „ „ „	model kompletny	0,8	$1,5.10^6$
„ „ „ „	model kompletny	0,9	$0,5.10^6$
Langley (Φ = 4,88m)	model częściowy	0,6	10.10^6
—	model latający bez pilota	—	$3,8.10^6$
—	modele umocowane na samolocie	—	1.10^6

Rys. 1. Porównanie liczb Reynoldsa, występujących w locie (wykres) i w badaniach modelowych (tabela).

Mając te ograniczenia na uwadze omówimy najpierw stosowane w ostatnich latach metody i technikę badań w locie przy wielkich prędkościach oraz same pomiary, potem objaśniony będzie wpływ ściśliwości powietrza na opór, wypór, stateczność, sterowność i inne zjawiska, wreszcie zaś przedstawimy pokrótce prawdopodobne przyszłe kierunki rozwoju badań w locie przy wielkich prędkościach.

3. METODY BADAŃ I TECHNIKA POMIAROWA.

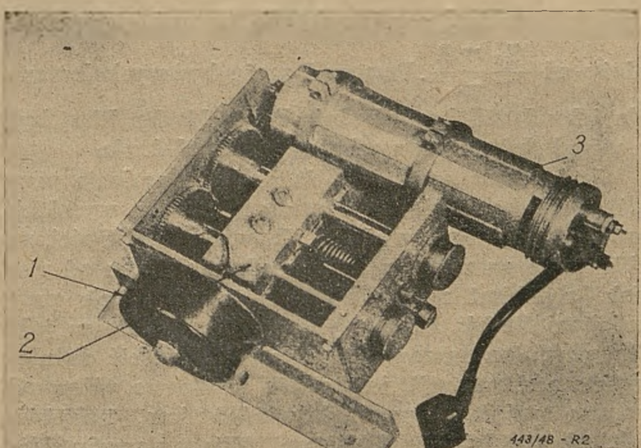
Przy badaniu w locie wpływu ściśliwości powietrza spotykamy się z trzema nowymi, ważnymi czynnikami, które oddziaływują na metody i technikę pomiarową, nie występują zaś w locie z prędkościami mniejszymi. Oto one:

1. Zmiany aerodynamicznych własności samolotu, zachodzące przy dużych liczbach *Macha*, są często tak znaczne i niespodziewane, że mogą spowodować katastrofę, wobec tego od pilota wymaga się wielkich umiejętności i doświadczenia.

2. Ponieważ często prędkości badane przekraczają te, jakie są możliwe do osiągnięcia w locie poziomym, konieczne jest przeprowadzanie badań w locie nurkowym.
3. Z powodu wpływu wielkich prędkości, bardzo małe zmiany mierzonych wielkości (np. kątów wychylenia steru wysokości) mogą mieć zasadnicze znaczenie, to też jest wymagana bardzo wielka dokładność pomiarów.

Konieczne jest stosowanie wysokowartościowych urządzeń samozapisujących. Podczas pracy w obszarze dużych liczb *Macha* w R. A. E. samoloty były zwykle wyposażone w przyrządy do mierzenia kątów wychylenia sterów, sił na drążku sterowym, prędkości, wysokości, przyspieszeń normalnych i podłużnch, ewentualnie kąta natarcia i kąta odchylenia. Przyrządy te fotografowano przy pomocy kamery foto *F. 24* zaopatrzonej w napęd *T. 35* tak, że zdjęcia były wykonywane samoczynnie w regularnych odstępach czasu. Jeżeli ilość miejsca jest ograniczona, to można użyć samoczynnej kamery *35 mm.* W wypadkach, gdy zmiany zachodzą szybko, konieczne są aparaty kinematograficzne. Ostatnio zostały wprowadzone przyrządy notujące wychylenia sterów i przyśpieszenia w sposób ciągły, o czym będzie mowa dalej. Wskazania przyrządów mierzących kąty wychylenia steru wysokości, kierunku, lotek oraz klapek wyważających przekazywane są „desynem", który pozwala na dokładne pomiary małych zmian, rzędu jednego do dwóch stopni. Ruch steru przenosi się na nadajnik „desynu" za pośrednictwem krzywki zaprojektowanej w ten sposób, aby pełny zakres „desynu" odpowiadał małemu wychyleniu płaszczyzny sterującej, nie ograniczając przy tym jej ruchu.

W pierwszych badaniach przy dużej liczbie *Macha* w R. A. E. przyśpieszenia normalne mierzono przy pomocy zwykłego przyśpieszeniomierza typu *Kollsman.* Później, gdy trzeba było notować szybkie zmiany przyspieszeń oraz otrzymać dokładne pomiary przyśpieszeń podłużnych opracowano przyśpieszeniomierz o nastawianym tłumieniu i zmiennej częstości drgań własnych. Jest on pokazany na rys. 2



Rys. 2. Przyśpieszeniomierz podłużny stosowany do pomiarów oporu w locie. 1 — nadajnik mikrodesynu; 2 — ciężarek zawieszony na sprężynie; 3 — silniczek elektryczny na prąd stały 24V, napędzający rolki.

Przyrząd ten okazał się bardzo udany. Zasadniczą jego częścią jest ciężarek, który może się przesuwać po dwóch wirujących wałkach. Ciężarek jest dwudzielny, przy czym w miejscu podziału jest warstwa filcu, obejmująca jednocześnie oba wałki. Tłumienie jest regulowane przez zmianę ciśnienia pomiędzy połówkami ciężarka i wałkami przy pomocy śrub ściągających. Własna częstość drgań i czułość może być zmieniana przez zwykłą wymianę sprężyny. Wałki są napędzane silniczkiem elektrycznym na prąd stały *24 V.* Ruch ciężarka notuje za pośrednictwem „desynu" samoczynny przyrząd. Zastosowanie tego przyrządu do pomiarów oporu przy nurkowaniu będzie omówione szczegółowo w rozdziale 4.

Kąt natarcia i kąt odchylenia są zwykle mierzone przy pomocy skrzydełka, umieszczonego na wysięgniku w odległości *70%* cięciwy przed krawędzią natarcia skrzydła. Kąt skrzydełka względem linii odniesienia mierzy się przy pomocy nadajnika „desynu", zamocowanego wzdłuż skrzydełka i połączonego z odbiornikiem w samoczynnym przyrządzie notującym. Dokładność uzyskiwana przy użyciu tego przyrządu (około ½%) nie jest całkowicie zadawalająca, ale jest wystarczająco dobra dla czynienia poprawek przy pomiarze oporu za pomocą przyspieszeniomierza podłużnego, jak to będzie później omówione.

Prędkość i wysokość określa się z ciśnienia statycznego i dynamicznego przy użyciu zwykłych rurek *Pitota* i przewodów statycznych połączonych ze wskaźnikiem prędkości i wysokości w samoczynnym przyrządzie notującym. Same wskazania też podlegają wpływowi ściśliwości powietrza i trzeba tu wprowadzić poprawkę cechowania szybkościomierza $\Delta_1 v$ wynikającą z tego, że ciśnienie dynamiczne jest zarówno funkcją liczby *Macha* jak i *wskazywanej prędkości lotu.* Poprawka ta jest dobrze znana i nie wymaga wyjaśnień. Druga poprawka wynika z faktu, że współczynnik ciśnienia statycznego $P_1/\frac{1}{2}\rho_1 v_1^2$ w dowolnym miejscu w polu ciśnień na skrzydle zmienia się z liczbą *Macha* i z *prędkością wskazywaną.* Zwykle przyjmuje się, że ciśnienie w przewodzie statycznym zmienia się z liczbą *Macha* według prawa *Glauerta.* Założenie to jest dość niepewne, gdyż posługujemy się ciśnieniem na krawędzi natarcia, ponieważ jednak w tym wypadku całkowita poprawka jest zwykle mała, nie gra tu ona dużej roli. Poprawka na ciśnienie statyczne przestaje być słuszna, gdy na skrzydle pojawia się fala uderzeniowa. W tych warunkach nie ma całkowicie zadawalającej metody określenia *błędu położenia.* Pewne pomiary *błędu położenia* przy dużych liczbach *Macha* były wykonane w R. A. E. Samolot badany fotografowano, gdy przelatywał obok płatowca typu Lancaster, przy czym pomiar wysokości był wykonany jednocześnie. Są tu konieczne dalsze badania, zanim zostanie opracowana metoda określania *błędu położenia* dla wyższych liczb *Macha* (powyżej *0,85).* Wydaje się jednakże, że obecne sposoby wprowadzania poprawek zachowują słuszność aż do liczby *Macha* $M=0{,}85$ i jest mało prawdopodobne, żeby poprawki te były duże przy większych

wartościach *M*, jeżeli będą użyte zwykłe rurki *Pitota*, umieszczone na krawędzi natarcia. Rurka *Pitota*, umieszczona pod skrzydłem, nie może być stosowana, ponieważ po pojawieniu się miejscowych prędkości dźwięku na skrzydle, obszar ponaddźwiękowej zmiany ciśnienia może się przesunąć poza otworki statycznego przewodu, a wtedy poprawka staje się duża i niemożliwa do ustalenia.

Przy pomiarach prędkości i wysokości za pomocą rurki *Pitota* w czasie nurkowania odczyty wysokości i *prędkości wskazywanej* muszą być także poprawione z uwagi na opóźnienia w przewodach przy gwałtownych zmianach ciśnienia. Można wykazać, że spadek ciśnienia $\triangle p$ wzdłuż rurki o długości l, przekroju wewnętrznym s i średnicy d jest określony wzorem:

$$\triangle p = \left[\frac{d\rho/dt}{\rho}\right] \mu K$$

gdzie

$$K = \left(\frac{128\ l}{\pi\ d^4}\right)\left(\frac{ls}{2} + Q\right)$$

ρ — gęstość powietrza

μ — współczynnik lepkości

Q — objętość wysokościomierza lub szybkościomierza.

Można ten wzór napisać w innej postaci:

$$\Delta p = w\mu K \frac{2{,}93 \cdot 10^{-5}}{1\text{-}6{,}88 \cdot 10^{-6} h}$$

$$w = \frac{dh}{dt} \text{ — prędkość opadania}$$

h — wysokość w stopach.

Należy zwrócić uwagę, że poprawka na opóźnienie jest odwrotnie proporcjonalna do 4-ej potęgi średnicy przewodów. W typowej instalacji, składającej się z normalnej rurki *Pitota*, umieszczonej na samym końcu skrzydła i połączonej z szybkościomierzem, wysokościomierzem i wariometrem duralowymi przewodami o średnicy zewnętrznej *5/16"*, poprawka na opóźnienie jest niewielka i nie musi być bardzo dokładnie wyznaczana, nawet dla najbardziej stromego nurkowania. Poza opóźnieniami w przewodach występują jeszcze mechniczne opóźnienia w przyrządach notujących. Według przeprowadzonych pomiarów całkowite opóźnienie w przyrządach notujących może być wyrażone w postaci

$$\triangle P = \left[\frac{d\rho/dt}{\rho}\right] \mu K_1$$

związek między K_1 i K jest następujący:

$$K_1 = 1{,}5K + 1{,}1\ .\ 10^9$$

W praktyce posługujemy się zwykle układem dwóch wysokościomierzy w samoczynnym przyrządzie notującym, połączonych ze sobą przewodem o małej średnicy i o długości około *4* stóp. Wartość K_1 jest obliczona dla każdego przyrządu, przyłączonego do źródła ciśnienia, a także i dla połączenia pomiędzy obydwoma wysokościomierzami. Opóźnienie wskazań wysokości dla któregokolwiek przyrządu jest określone wzorem:

$$\triangle h = \frac{K_1 \textit{ (dla przyrządu)} \times \begin{cases}\textit{różnica odczytu} \\ \textit{wysokościomierzy}\end{cases}}{K_1 \textit{ (między wysokościomierzami)}}.$$

W ten sposób otrzymujemy prostą i bezpośrednią metodę obliczania poprawki w zależności od odczytów na obydwóch wysokościomierzach.

Pomiar prędkości i wysokości przy pomocy rurki *Pitota*, pomimo złożoności układu wyżej opisanego, pozostaje nadal wygodnym sposobem przy dużych liczbach *Macha*. Jednak przy najwyższych osiąganych liczbach *Macha* musimy już szukać innych metod. Największe możliwości daje zastosowanie radaru.

Aparat radarowy *S. C. R.*, zmodyfikowany dla strzelania przeciwlotniczego, był użyty przez R.A.E. dla pomiaru kąta wzniesienia, kursu i odległości samolotu nurkującego z wielką szybkością. Z pomiarów tych można obliczyć wysokość i prędkość w czasie całego nurkowania. Stwierdzono, że prędkość i liczba *Macha* mogą być mierzone w ten sposób z dokładnością do $\pm$ *1%*. Główną wadą tej metody jest duża ilość obliczeń, konieczna dla określenia prędkości.

Liczba *Macha* jest zwykle obliczona ze znanej prędkości i wysokości, konieczne jest jednak zaopatrzenia pilota we wskaźnik liczby *Macha*, podający jej wartość w postaci bezpośredniego odczytu. Budowa takiego przyrządu jest oparta na tym, że liczba *Macha* może być wyrażona w zależności od całkowitego ciśnienia p_c i ciśnienia statycznego p według wzoru:

$$\frac{1}{2} \gamma M^2 \left(1 + \frac{M^2}{4} + \frac{M^4}{40} + \ldots\right) = \frac{p_c - p}{p}$$

Wobec tego przyrząd składa się z membramy różnicowej, której odkształcenia są proporcjonalne do $p_c - p$ i z drugiej membrany aneroidowej, której odkształcenia są proporcjonalne do p. Odpowiednia przekładnia łączy te dwa ruchy w ten sposób, że ruch wskazówki zależy od $\frac{p_c - p}{p}$. Przyrząd może być wyskalowany tak, żeby dawał bezpośrednio liczbę *Macha*. Musi być tu uwzględniona poprawka na *błąd położenia*.

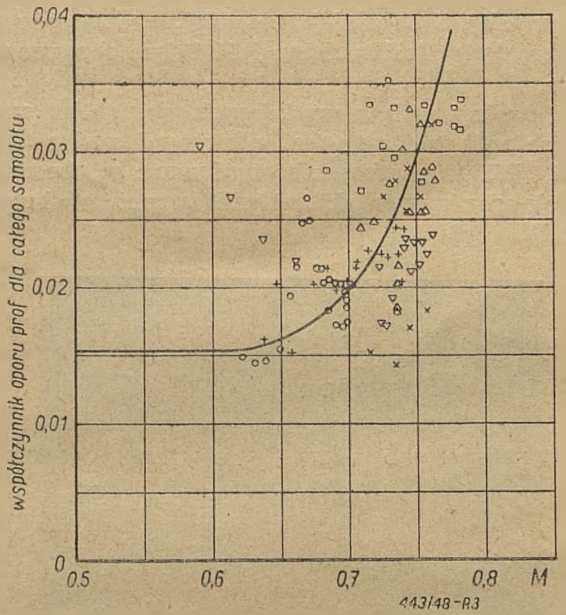
Jest rzeczą oczywistą, że badania w locie przy dużych liczbach *Macha* wymagają bardzo wysokich kwalifikacji ze strony pilota. Zjawiska ściśliwości, na jakie może on napotkać, są zasadniczo różne od zjawisk, z jakimi mamy do czynienia w locie przy mniejszej liczbie *Macha*. Poza tym sposób, w jaki pilot powinien zareagować, aby nie dopuścić do niebezpieczn.ej sytuacji, jest często krańcowo różny od sposobu podyktowanego doświadczeniem, nabytym w latach z małymi prędkościami. Z tego powodu zbliżanie się do nieopanowanych jeszcze obszarów liczby *Macha* winno odbywać się stopniowo. Każdy lot winien być starannie przeanalizowany, zanim uczyni się nowy krok naprzód. W ten sposób można będzie przewidzieć większe zmiany wyważenia, stateczności, skuteczności sterów lub też zauważyć w porę niebez-

pieczne zjawiska. Wymaga to oczywiście nie tylko ścisłej współpracy pilotów i techników, ale także i zrozumienia przez tych pierwszych technicznej strony zagadnienia.

4. WPŁYW ŚCIŚLIWOŚCI NA OPÓR

4. 1. Pomiar całkowitego oporu samolotu na podstawie prób w locie nurkowym.

Pierwsze pomiary całkowitego oporu profilowego samolotu przy dużych liczbach *Macha* były wykonane około 5 lat temu przez obserwowanie zmiany prędkości i wysokości w ustalonym nurkowaniu. Opór obliczano z prawa zachowania energii. Ta metoda dała ogólne pojęcie o przyrastaniu współczynnika oporu przy dużych liczbach *Macha*, jednak uzyskana dokładność była niewielka.



Rys. 3. Meteor I (z krótkimi gondolami). Typowe zestawienie wyników nurkowania, uzyskane przy użyciu metody energetycznej. Każdy symbol odpowiada osobnemu nurkowaniu.

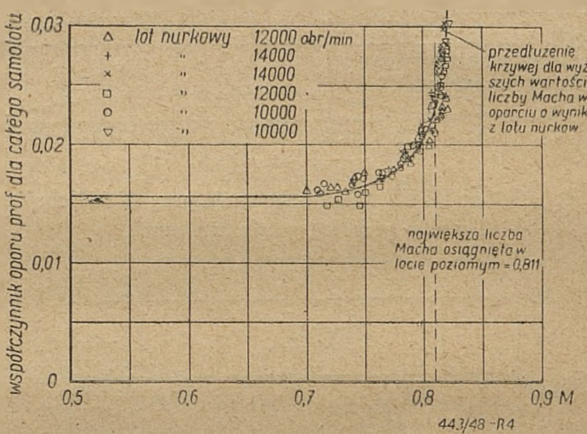
Rysunek 3 przedstawia wyniki typowej serii pomiarów według wyżej podanej metody. W tym wypadku dla osiągnięcia wymaganej liczby *Macha* nurkowanie było strome (aż do 45°). Niedokładność zmniejsza się z malejącym kątem nurkowania.

Znacznie większą dokładność można osiągnąć przy użyciu przyśpieszeniomierza podłużnego dla bezpośrednich pomiarów przyśpieszenia wzdłuż toru lotu. Przyśpieszeniomierz, używany zwykle do tego celu w R. A. E., był już opisany wyżej, a stopień dokładności, uzyskiwany przy jego użyciu, widoczny jest z rysunku 4.

Przyśpieszeniomierz ten montuje się na samolocie w pobliżu środka ciężkości tak, aby jego oś była równoległa do interesującej nas części toru lotu. W praktyce, ponieważ położenia samolotu w czasie nurkowania nieco się zmieniają, nie można uzyskać ścisłej równoległości osi przyśpieszeniomierza do toru lotu przez cały okres badania i należy wprowadzić poprawkę. Pomiędzy tymi wielkościami możemy ustalić prostą zależność o dostatecznej dokładności:

$$(P_x - T)/Q = R + n\,\Phi$$

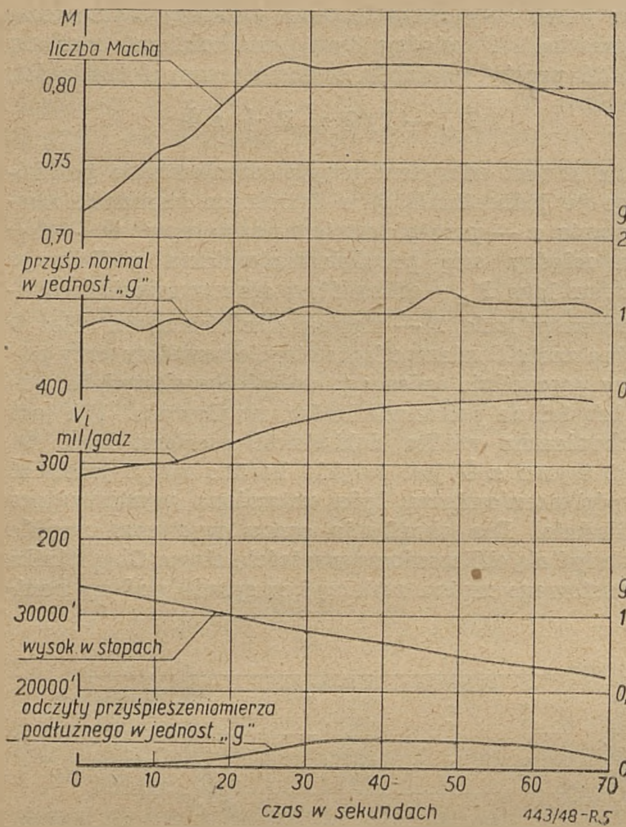
gdzie R jest odczytem przyśpieszeniomierza podłużnego (w jednostkach g) w dowolnym momencie nurkowania, n — przyśpieszeniem normalnym, Φ — kątem między osią przyśpieszeniomierza podłużnego a torem lotu, P_x —całkowitym oporem samolotu, Q — ciężarem w locie, T — ciągiem silników netto. Kąt Φ można znaleźć mierząc kąt natarcia samolotu przy pomocy poprzednio opisanego wskaźnika skrzydełkowego lub też na podstawie badań tunelowych. Nie jest tu konieczna wielka dokładność pomiaru kąta Φ gdyż wyraz $n\,\Phi$ jest zwykle bardzo mały, jeżeli oś przyśpieszeniomierza była ustawiona wystarczająco dokładnie. Dla określenia oporu wystarcza zwykle posłużyć się obliczeniową wartością ciągu. Ciąg silnika odrzutowego można zmierzyć w sposób podany poniżej.



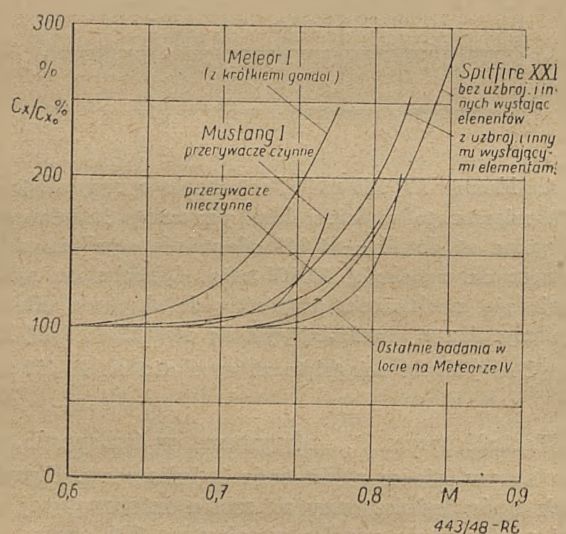
Rys. 4. Meteor IV EE 454. Porównanie oporu całego samolotu mierzonego podczas lotu poziomego i nurkowania. Linia pełna aż do *M* = *0,811* odpowiada wynikom z lotu poziomego na wysokości *25 000* stóp. Odosobnione punkty odpowiadają nurkowaniu przy różnych obrotach silników i współczynniku c_z zmieniającym się od *0,06* do *0,09*. Najwyższą liczbę Macha osiągnięto na wysokości ok. *25 000* stóp.

Wartość oporu P_x, otrzymana w ten sposób, zawiera oczywiście w sobie opór indukowany. Zwykle jednak opór indukowany w czasie interesującej nas części nurkowania rzadko przekracza 2% oporu całkowitego, tak że obliczona poprawka oparta o pomiary przy mniejszych szybkościach i nie uwzględniająca możliwych zmian efektywnego oporu indukowanego z liczbą *Macha*, jest wystarczająco dokładna dla wyznaczenia oporu profilowego.

Osiągnięcie dużej dokładności przy użyciu tej metody zależy od zachowania stałych warunków podczas nurkowania, a zwłaszcza wyeliminowania ślizgów, oraz od prawidłowego ustawienia podłużnego przyśpieszeniomierza. Jest tu konieczne silniejsze tłumienie niż przy innych pomiarach przyśpieszeń, ponieważ zmniejsza ono niedokładności powodowane drobnymi i stosunkowo szybkimi odchyłkami od toru lotu. Wy-



Rys. 5. Meteor IV EE 454. Nurkowanie przy *12 000* obr/min
Typowy przebieg względem czasu.



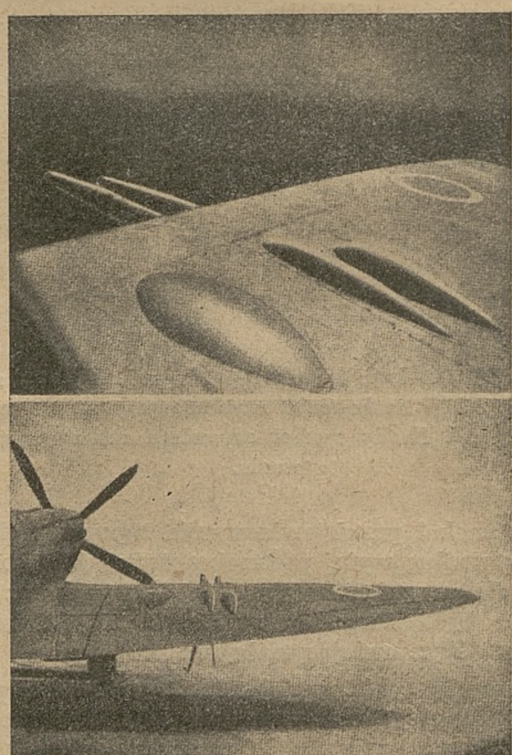
Rys. 6. Procentowy wzrost oporu w zależności od liczby Macha na podstawie prób w locie wykonanych w R. A. E.

niki pomiarów, uzyskane podczas typowego nurkowania, wykonanego w celu ustalenia oporu przy dużej liczbie *Macha*, przedstawia rys. 5.

Rys. 6 przedstawia wyniki pomiarów oporu przy dużej liczbie *Macha* dla kilku samolotów. Z tych krzywych można wysnuć szereg ciekawych wniosków. Tak np. przy liczbie *Macha* około *0,82* przyrost oporu profilowego samolotu Spitfire bez działek jest prawie taki sam jak i dla samolotu Meteor, pomimo gondol na skrzydłach u tego ostatniego. Poniżej tej liczby przyrost oporu Spitfire'a jest większy niż dla Meteora. Powyżej $M = 0,82$ opór Meteora wzrasta silniej niż dla Spitfire'a. Może to zachodzić częściowo wskutek położenia największej grubości profilu skrzydła Meteora bardziej ku tyłowi i częściowo wskutek szybkiego zwiększania się oporu interferencyjnego gondol na skrzydłach przy liczbie *Macha* powyżej *0,80*.

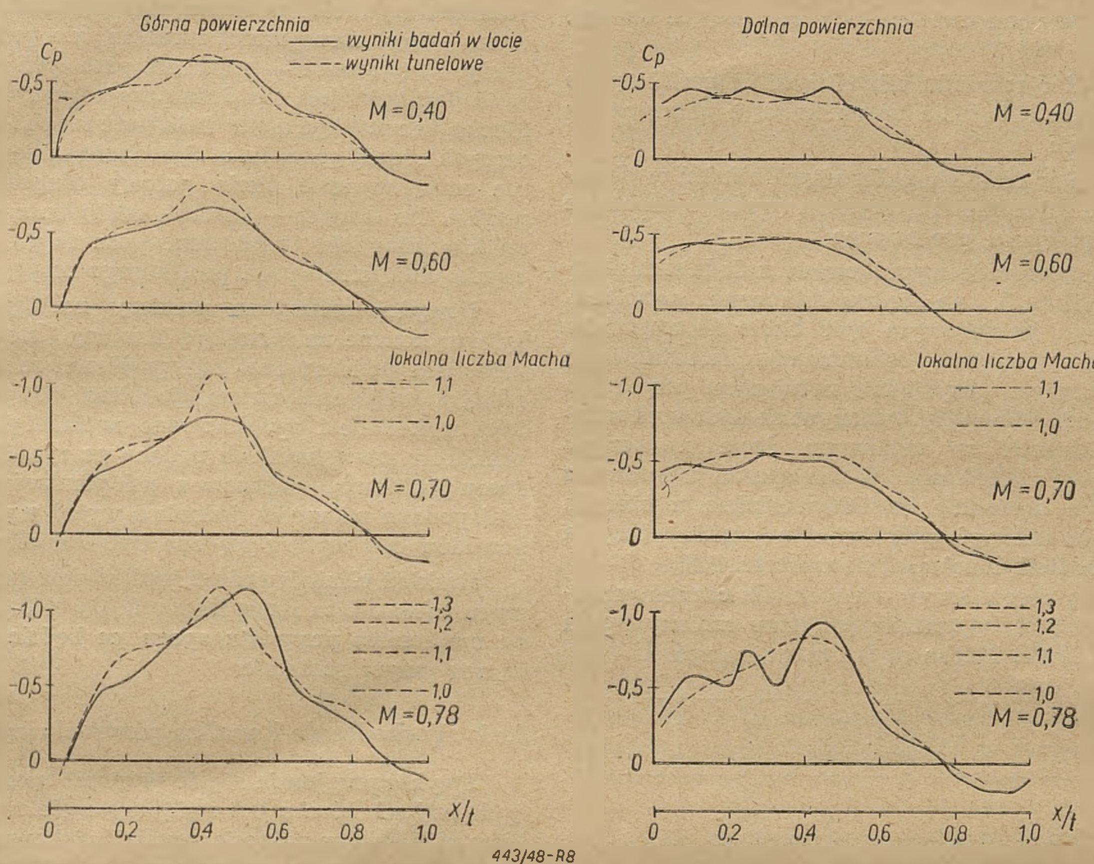
Opór samolotu Meteor z normalnymi krótkimi gondolami jest również pokazany na rys. 6. Znacznie wcześniejszy przyrost oporu w porównaniu do Meteora z długimi gondolami jest spowodowany wcześniejszym oderwaniem w miejscu przejścia gondoli w skrzydło. Fotografie pasemek wełnianych wykazały to oderwanie poczynając od liczby *Macha* około *0,72* przy gondolach krótkich, przy 0,75 było ono już znaczne. Przy przedłużonych gondolach pasemka zachowywały się dość spokojnie aż do liczby *Macha* około *0,8*. Przepływ powietrza przez silniki wydaje się nie wywierać znaczniejszego wpływu na przyrost oporu wskutek ściśliwości w dość dużym obszarze wydatku.

Poważny wpływ wystających elementów samolotu na opór widoczny jest z krzywych podanych na rys 6. Widoczne różnice spowodowane są obecnością działek oraz wypukłościami widocznymi na skrzydle (rys. 7).



Rys. 7. Spitfire XXI z działkami i oprofilowaniem.

W Anglii nie prowadzono systematycznych badań nad wpływem chropowatości powierzchni lub jej pofalowania na przyrost oporu przy dużych liczbach *Macha*. Pomiary wykonane na jednym z samolotów w R. A. E. w ciągu pewnego czasu, kiedy stan jego powierzchni ulegał dość silnemu pogorszeniu, nie wykazały widocznych zmian. Niestety, linia przejścia



Rys. 8. Mustang III. Rozkłady ciśnienia na skrzydle przy $c_z = 0{,}11$. Porównanie wyników badań w locie z wynikami otrzymanymi w tunelu na wielkie prędkości.

w warstwie powierzchniowej nie była mierzona w kolejnych fazach badań i nie jest wykluczone, że przechodziła całkiem z przodu, nawet na samym początku tych badań, niezależnie od względnie dobrego wykończenia powierzchni skrzydła. Przy żadnym z pomiarów oporu przy dużej liczbie *Macha* nie były wykonane obserwacje przejścia warstwy laminarnej w burzliwą, co jest niestety dużą usterką i ten stan rzeczy musi być w bliskiej przyszłości naprawiony, zwłaszcza z tej racji, że przejście przepływu z laminarnego w burzliwy ma prawdopodobnie wielki bezpośredni wpływ na zjawiska wynikające ze ściśliwości.

4. 2. Pomiary całkowitego oporu w locie poziomym.

Obecnie już można osiągnąć na niektórych samolotach dostatecznie duże prędkości lotu poziomego dla prowadzenia badań nad wpływem ściśliwości. Można tu osiągnąć większą dokładność niż przy nurkowaniu, gdyż warunki lotu są bardziej ustalone i łatwiejsze do studiowania. Rysunek 4 przedstawia porównanie badań oporu samolotu Meteor w locie poziomym i podczas nurkowania. Zgodność wyników obu metod jest doskonała.

Przy pomiarach w locie poziomym opór określa się przez obliczenie ciągu na różnych wysokościach i obrotach silników (odrzutowych) na podstawie ciśnienia dynamicznego i temperatury w dyszy wylotowej. Obliczenie to opiera się na fakcie, że całkowity ciąg silnika odrzutowego może być wyrażony w zależności od ciśnienia dynamicznego w dyszy wylotowej oraz ciśnienia w otaczającej atmosferze. Ilość przepływającego gazu zależy od powyższych parametrów oraz całkowitej temperatury w dyszy wylotowej. Jeżeli zatem charakter tych zależności został ustalony na podstawie badań na hamowni, to znając całkowite ciśnienie oraz temperaturę w dyszy, można bezpośrednio określić ciąg netto w dowolnych warunkach lotu. Zazwyczaj zupełnie wystarczy użyć pojedyńczej rurki *Pitota* w dyszy wylotowej, ponieważ zmiana rozkładu ciśnienia w przekroju dyszy wylotowej z wysokością jest zwykle znikoma.

4. 3. Pomiary oporu profilowego przy dużych liczbach Macha.

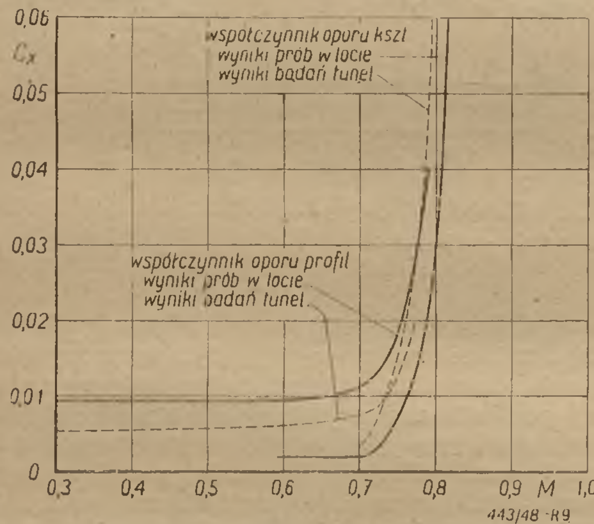
Pomiary wpływu ściśliwości na całkowity opór, omówione w poprzednim rozdziale, pozwalają na wyjaśnienie oddziaływania liczby *Macha* na osiągi samolotu, a także umożliwiają przewidywania osiągów przyszłych szybkich samolotów. Celem dokładniejszego zrozumienia czynników mających wpływ na wzrost oporu oraz dla systematycznego porównywania z badaniami na modelach jest bardzo pożądane wykonanie pomiarów wpływu ściśliwości na miejscowy współczynnik oporu w określonym przekroju skrzydła.

Wypróbowano dwie metody zmierzające do tego celu:

1. pomiar rozkładu ciśnień wzdłuż profilu płata celem obliczenia oporu kształtu przez całkowanie,
2. pomiar rozkładu całkowitych ciśnień w obszarze zaburzeń za skrzydłem (wake) i obliczenie stąd oporu profilowego.

Pierwszą metodę wypróbowano z dodatnim skutkiem w R. A. E. na jednosilnikowym samolocie. W przekroju pomiarowym było około 40 otworków połączonych z baterią manometrów zainstalowaną w samoczynnym przyrządzie notującym, przy czym fotografie odczytów były wykonywane w dwusekundowych odstępach w ustalonym locie nurkowym z 40.000 stóp *(12.200 m)*. W ten sposób zanotowano dostatecznie dokładnie rozkłady ciśnień, z których można było obliczyć opór kształtu profilu skrzydła dla szeregu liczb *Macha*, aż do wartości *0,82*.

Typowy zespół krzywych rozkładu ciśnień przedstawia rys. 8, a odpowiadające temu zmiany oporu kształtu z liczbą Macha są widoczne na rys. 9.



Rys. 9. Mustang. Porównanie współczynników oporu profilowego skrzydła i oporu kształtu z badań w locie i z badań tunelowych.

Rysunki 8 i 9 zawierają także dla porównania wyniki podobnych pomiarów, wykonanych w tunelu na wielkie prędkości w R.A.E. Badany przekrój modelu odpowiadał dokładnie wielkości naturalnej samolotu bez uwzględnienia jakichkolwiek odkształceń spowodowanych obciążeniami występującymi w locie.

Pomiary odkształceń badanego przekroju były wykonane w locie i największe odchylenie wynosiło mniej niż *1/10"* (2,54 mm.) przy szybkości nurkowania *450 mph* (*724 km/godz.*).

Należy zaznaczyć, że tak małe odkształcenie osiągnięto skutkiem wzmocnienia komory amunicyjnej w górnej części skrzydła. Zanim zostało to uczynione, rozkład ciśnień w locie wykazywał znaczne maksimum na krzywej ssania, jakie nie występowało w czasie badań tunelowych.

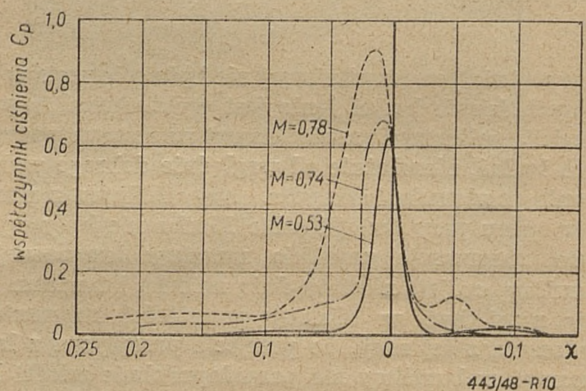
Druga metoda badania współczynnika oporu profilowego skrzydła w locie — przy pomocy mierzenia rozkładu szybkości w strumieniu zaburzeń za skrzydłem — jest nieco mniej mozolna, ale posiada dwie wady. Po pierwsze — szerokość pasa tych zmniejszonych prędkości jest tak duża przy znacznych liczbach *Macha*, że musi być użyta duża ilość rurek Pitota, tworzących rodzaj grzebienia. Szerokość takiego grzebienia musi wynosić około połowy długości cięciwy profilu. Po drugie — znaczne odchylenia przepływu od kierunku lotu w obszarze poza falą ciśnieniową czynią obliczenie oporu profilowego niepewnym.

Powyżej omówione pomiary rozkładu ciśnień były wykonane na samolocie Mustang i zanim zostały wykonane pomiary rozkładu prędkości za skrzydłem, samolot uległ zniszczeniu, podobne jednak badania były wykonane i opublikowane w Ameryce. Wyniki pomiarów amerykańskich podano na rys. 10. Krzywa oporu profilowego obliczona z tych pomiarów jest również podana na rys. 9, jednak z wyżej wyjaśnionych powodów nie wydaje się ona być dokładna.

Rozkład ciśnień wzdłuż profilu oraz pomiary obszaru zaburzeń za skrzydłem rzucają ciekawe światło na mechanizm przyrostu oporu, co będzie omówione w następnym rozdziale.

4. 4. Pochodzenie i analiza przyrostu oporu.

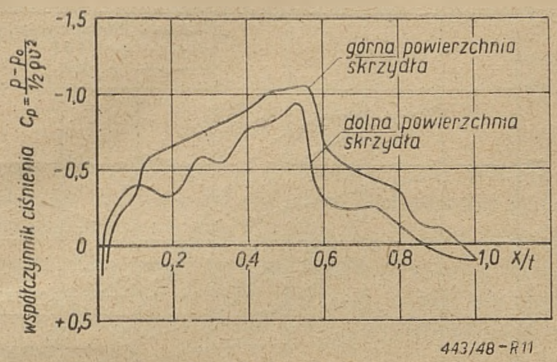
Zwykle przyjmuje się, że przyrost oporu przy dużych liczbach *Macha* jest związany częściowo ze spadkiem ciśnienia w zakresie ponaddźwiękowym, a częściowo jest rezultatem oderwania na powierzchni skrzydła w okolicy powstawania fali uderzeniowej



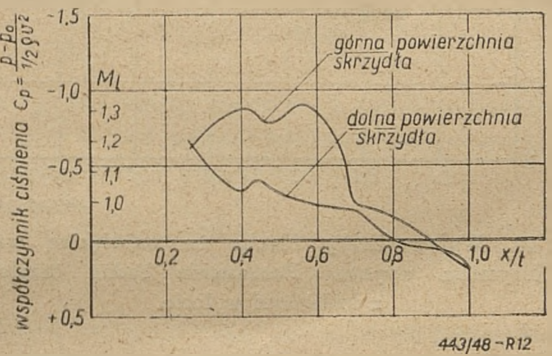
Rys. 10. Wpływ ścieśliwości powietrza na obszar zaburzeń za skrzydłem. Profil skrzydła zmodyfikowany NACA 44, największa grubość *g/l = 14%* na 40% cięciwy. (NACA T. N. 1144)

$$x = \frac{\text{odległość od cięciwy skrzydła (w górę} +\text{, w dół} -\text{)}}{\text{miejscowa cięciwa}}$$

Założenia te wydaje się potwierdzać rys. 10. Wykonano szereg obliczeń dla ustalenia wzajemnej wielkości tych wpływów na przyrost oporu. Również obserwacja pasemek wełnianych przyklejonych do powierzchni skrzydła pozornie potwierdza te założenia. Np. w wypadku samolotu Mustang pasemka na górnej stronie skrzydła zaczynają ulegać zaburzeniom przy liczbie *Macha = 0,74* i wykazują bardzo silne zaburzenia w obszarze poza połową głębokości cięciwy przy liczbie *Macha = 0,79*.



Rys. 11. Mustang. Rozkład ciśnień na skrzydle przy $M = 0,82$ na podstawie badań w locie.



Rys. 12. Spitfire. Rozkład ciśnień na skrzydle przy $M = 0,85$ na podstawie badań w locie. M_l = miejscowa liczba Macha.

Niestety, jest to nadmierne uproszczenie zjawiska. W pierwszym rzędzie przykład krzywych rozkładu ciśnień z rys. 8 i obliczony stąd opór kształtu wykazuje, że nawet przy najwyższych osiągniętych liczbach *Macha* prawie cały przyrost oporu jest związany z tworzeniem się ponaddźwiękowego obszaru przed falą uderzeniową i tylko mały ułamek tego przyrostu ma związek ze zmianami ciśnienia na części skrzydła zawartej pomiędzy falą uderzeniową i krawędzią spływu. Ponadto pozytywny gradient ciśnienia jest zachowany aż do krawędzi spływu i ciśnienie w tym skrajnym miejscu jest stale dodatnie, nawet przy największej osiągniętej liczbie *Macha*. (*0,82* przy Mustangu, *0,85* przy Spitfire, patrz rys. 11 i 12). W tych wypadkach nie zachodzi oderwanie.

Stwierdzono poza tym szybkie zgrubianie się warstwy powierzchniowej poza falą uderzeniową i obecność tej grubej warstwy burzliwej wywołuje drganie pasemek wełnianych na powierzchni skrzydła (zawodność pasemek powierzchniowych jest dobrze znana przy badaniach oderwania przy mniejszych szybkościach lotu). Poszerzanie się obszaru zaburzeń za skrzydłem widoczne na rys. 10. jest spowodowane częściowo zgrubianiem się warstwy powierzchniowej, a częściowo spadkiem ciśnienia dynamicznego w miejscu, w którym fala uderzeniowa sięga do warstwy powierzchniowej.

W większości przekrojów skrzydła rzeczywiste oderwanie może ewentualnie zajść przy dostatecznie dużej liczbie *Macha* i gdy to nastąpi, istnieje prawdopodobieństwo silnego wzmożenia się efektów ściśliwości. Są dowody, że zachodzi to na samolocie Mustang przy liczbie *Macha* powyżej *0,8*. Zresztą jest jeszcze ciągle wiele rzeczy do wyjaśnienia w związku z wzajemnym oddziaływaniem fali uderzeniowej i warstwy powierzchniowej, a zwłaszcza z wpływem ich na przyrastanie oporu. Badania w locie mają bardzo duże znaczenie dla rozwiązania tych problemów ze względu na duży wpływ liczby *Reynoldsa*. Następnym krokiem winno być ustalenie związku między zjawiskami ściśliwości a położeniem punktu przejścia przepływu laminarnego w burzliwy, w warstwie powierzchniowej.

5. WPŁYW ŚCIŚLIWOŚCI NA WYPÓR

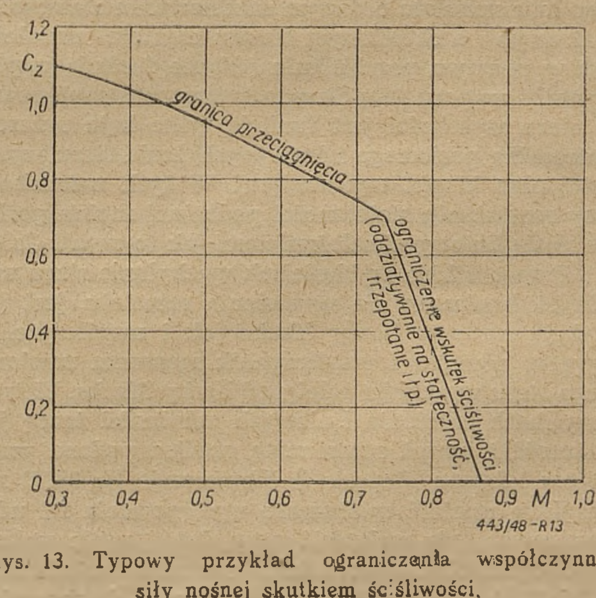
Badania tunelowe wykazały, że wpływ ściśliwości na wypór wyraża się:

1) zmianą pochylenia krzywej wyporu,
2) zmianą kąta natarcia, odpowiadającego zerowemu wyporowi,
3) zmianą współczynnika największego wyporu ($c_{z\ max}$).

Najważniejszym z tych czynników jest wpływ liczby *Macha* na współczynnik największego wyporu. Niestety, tego rodzaju pomiary są trudne do wykonania w locie z następujących powodów:

— przeciągnięcie przy dużych liczbach *Macha* jest zwykle utrudnione występowaniem takich skutków ściśliwości jak zmiany wyważenia i stateczności lub też trzepotanie;
— przeciągnięcie przy dużej liczbie *Macha* może być osiągnięte, nawet na najwyższych osiągalnych wysokościach, tylko przy nurkowaniu lub skręcie — a w tych warunkach pomiar szybkości staje się trudny.

Z tych powodów większość prób, mających na celu pomiar wyporu w locie przy dużej liczbie *Macha*, ma znaczenie tylko orientacyjne. Przy mniejszych liczbach *Macha*, w każdym wypadku badania określają rzeczywisty współczynnik wyporu. Gdy liczba *Macha* wzrasta, dochodzimy do sytuacji, w której współ-



Rys. 13. Typowy przykład ograniczenia współczynnika siły nośnej skutkiem ściśliwości.

czynnik wyporu jest ograniczony przez zmianę wyważenia lub stateczności albo też przez trzepotanie, zanim nastąpi właściwe przeciągnięcie. Wypór w tych warunkach jest tak samo ograniczony jak i przy $c_{z\ max}$.

Współczynnik wyporu w całym obszarze jest ograniczony w sposób podany na rys. 13. Przy liczbie *Macha* około *0,8* współczynnik wyporu w rzeczywistości może spaść aż do *0,2*.

Wyniki pomiarów, w których osiągnięto prawdopodobnie największy współczynnik wyporu przy dostatecznie dużej liczbie *Macha*, zestawiono na rys. 14 z danymi z badań tunelowych.

Wykres ten i pewne inne ogólne wskazówki pozwalają przypuszczać, że wpływ skali na największy współczynnik wyporu traci na znaczeniu przy dużych liczbach *Macha*. Można to zrozumieć w ten sposób, że istota przeciągnięcia zmienia się ze wzrastającą liczbą *Macha;* spadek wyporu jest prawdopodobnie związany raczej z ograniczeniami współczynnika ciśnienia na górnej powierzchni skrzydła wraz z powiększaniem się ssania na powierzchni dolnej, niż z oderwaniem opływu.

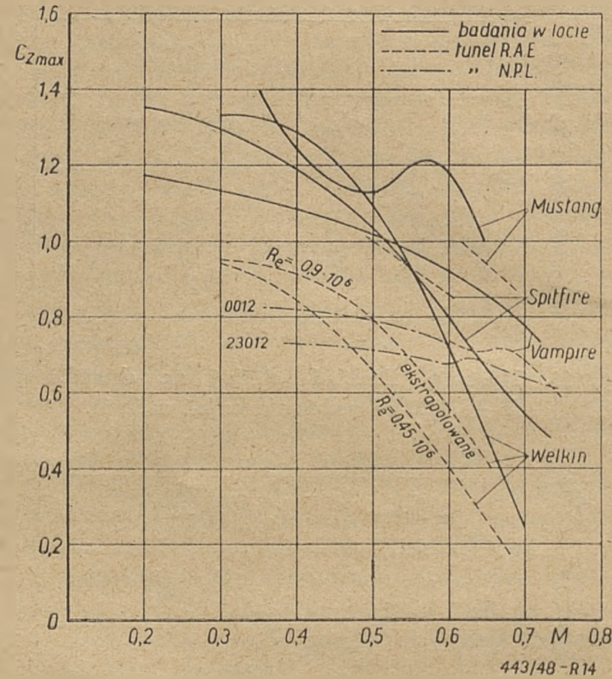
W praktyce poważne różnice pomiędzy badaniami modelowymi i badaniami w locie powstają prawdopodobnie z tego powodu, że przy dużej liczbie *Macha* poszczególne ograniczenia wyporu, zachodzące na samolotach, jak np. trzepotanie, nie występują w ogóle na modelach. Oczywiście jest rzeczą szczególnie ważną opracować takie metody interpretowania pomiarów modelowych, żeby ograniczenia spowodowane trzepotaniem mogły być zrealizowane bez uciekania się do badań w locie.

6. STATECZNOŚĆ I STEROWNOŚĆ.

6. 1. Zasady ogólne.

W wypadku małych szybkości, przy których wpływ ściśliwości oraz odkształceń aeroelastycznych jest znikomy, kąt wychylenia steru wysokości, konieczny dla zachowania jakichkolwiek stałych warunków lotu samolotu o danym zaklinowaniu statecznika poziomego i o określonym środku ciężkości samolotu, jest w pewnym przybliżeniu jedynie funkcją współczynnika wyporu. Współczynnik momentu zawiasowego steru wysokości jest funkcją tylko kąta natarcia statecznika poziomego i kąta wychylenia steru wysokości oraz *klapki wyważającej*. W tych warunkach przy rozważaniu stateczności podłużnej można posługiwać się liniowymi zależnościami jak to czynił *Gates*.

Przy wielkich szybkościach wychylenie steru wysokości, konieczne dla wyważenia samolotu, jest już funkcją zarówno liczby *Macha* jak i współczynnika wyporu; również i współczynnik momentu zawiasowego steru wysokości zależy od liczby *Macha*. W tych warunkach założenia liniowych zależności tracą już słuszność i nawet rozszerzona analiza podana przez *Gatesa* i *Lyona* (Reports & Memoranda Nr 2028) ma wątpliwą wartość w obszarze występowania fal uderzeniowych, gdy zachodzić mogą duże i nagłe zmiany współczynników. Jednak ta rozszerzona metoda z R. & M. 2028 stanowi doskonałą podstawę do rozważań



Rys. 14. Wpływ liczby Macha na największą wartość współczynnika wyporu. Porównanie badań tunelowych z badaniami w locie.

wpływu ściśliwości na stateczność. Teoria ta jest już dość znana, jednakże warto jest omówić poszczególne określenia mające znaczenie dla naszych rozważań.

Stateczność podłużna i sterowność samolotu są określone przez dwa czynniki: *zapas stateczności statycznej* K_n *i zapas sterowności* H_m. *Zapas stateczności statycznej* przy pewnej szybkości v jest określony jako $K_n = -\frac{dc_m}{dc_R}$, gdzie c_R jest współczynnikiem wypadkowej siły aerodynamicznej na samolocie (w przybliżeniu c_R może być przyjęte za równe c_z), a $\frac{dc_m}{dc_z}$ jest pochodną w założeniu, że c_R i v są związane zależnością $c_R\,\rho\,v^2 = const.$ W tych warunkach można wykazać, że stateczność statyczna podłużna zachodzi, gdy $K_n > 0$. *Zapas stateczności statycznej* może być też napisany w postaci:

$$K_n = \left(\frac{v}{2c_R}\right)\left(\frac{dc_m}{dv}\right) = -\overline{V}a_2\frac{d\beta_H}{c_R}, \quad . \; . \; . \quad (1)$$

gdzie a_2 oznacza wielkość $\frac{\partial c_{zH}}{\partial \beta_H}$ przy prędkości v, a $\overline{V}$ jest cechą usterzenia poziomego. Siłę nośną na usterzeniu poziomym określa współczynnik

$$c_{zH} = a_1\alpha_H + a_2\beta_H + a_3\beta_K$$

gdzie α_H jest kątem natarcia statecznika poziomego, β_H — kątem wychylenia steru wysokości, zaś β_K — kątem wychylenia *klapki wyważającej*.

Zakładając, że skuteczność steru wysokości jest dodatnia, warunek stateczności statycznej podłużnej

z drążkiem sterowym unieruchomionym może być wyrażony nierównością:

$$\frac{d\beta_H}{dc_R} < O,$$

co może być obliczone na podstawie prób w locie.

Środek stateczności obojętnej jest to takie położenie środka ciężkości, dla którego $K_n = O$, a *zapas stateczności statycznej* jest odległością *środka stateczności obojętnej* od środka ciężkości, który dla dodatniej stateczności leży przed *środkiem stateczności obojętnej*.

Podobnie *zapas stateczności statycznej z drążkiem wolno puszczonym* K'_n może być wyrażony w postaci:

$$K'_n = -\overline{V}\, a_3 \frac{d\beta_K}{dc_R} \quad . \; . \; . \; . \quad (2)$$

gdzie β_K jest kątem wychylenia *klapki wyważającej* dla $c_{sH} = O$, zaś warunkiem *stateczności statycznej z drążkiem wolno puszczonym* jest:

$$\frac{d\beta_K}{dv} < O$$

Zapas sterowności H_m jest proporcjonalny do siły na drążku lub do wychylenia drążka potrzebnego dla uzyskania przyśpieszenia normalnego 1 *g*, i może być wyrażony w postaci:

$$H_m = -\overline{V}a_2 \frac{\Delta\beta_H}{nc_z} = -\frac{\partial c_m}{\partial c_z} - \frac{\overline{V}a_1}{2\mu_1} =$$

$$= -\overline{V}a_2 \frac{\partial \beta_H}{\partial c_z} - \frac{\overline{V}a_1}{2\mu_1} \quad . \; . \; . \quad (3)$$

gdzie $\Delta\beta_H$ jest wychyleniem steru potrzebnym dla utrzymania normalnego przyspieszenia ng,

$\mu_1 = \dfrac{Q}{g\rho St}$ zaś $a_1 = \dfrac{\partial c_{zH}}{\partial \alpha}$ jest pochyleniem krzywej wyporu.

Podobnie *zapas sterowności z drążkiem puszczonym* może być wyrażony w postaci:

$$H'_m = -\overline{V}\left(\frac{a_2}{b_2}\right)\left(\frac{\Delta c_{sH}}{nc_z}\right)$$

gdzie c_{sH} jest współczynnikiem momentu zawiasowego steru wysokości:

$$c_{sH} = b_1\, \alpha_H + b_2\, \beta_H + b_3\, \beta_K$$

Ogólne wyrażenie na moment aerodynamiczny względem środka ciężkości samolotu przy dowolnym stanie usterzenia poziomego brzmi:

$$c_m = c_{mo} + (x - x_0)\; c_z +$$
$$-\overline{V}\,[a_1(\alpha + \tau_H - \varepsilon) + a_2\,\beta_H + a_3\,\beta_K]$$

gdzie $(x - x_0)$ jest odległością środka ciężkości od środka aerodynamicznego samolotu bez usterzenia poziomego, τ_H jest kątem zaklinowania statecznika poziomego względem linii zerowego wyporu skrzydła, zaś ε jest kątem odgięcia strug za płatem.

Stosując powyższe wyrażenie na c_m w równaniach (1) i (3) widzimy, że wpływ ściśliwości na podłużną stateczność samolotu w ogólności może być wynikiem kombinacji poprzednio wyliczonych zjawisk zachodzących przy dużej liczbie *Macha*:

1) zmiany c_{mo} i środka aerodynamicznego,
2) zmiany pochylenia krzywej wyporu i kąta odpowiadającego zerowemu wyporowi głównej płaszczyzny nośnej,
3) zmiany pochylenia krzywej wyporu dla usterzenia poziomego,
4) zmiany a_2 i a_3
5) zmiany kąta odchylenia strug za skrzydłem na usterzeniu,
6) zmiany charakterystyki momentu zawiasowego steru wysokości.

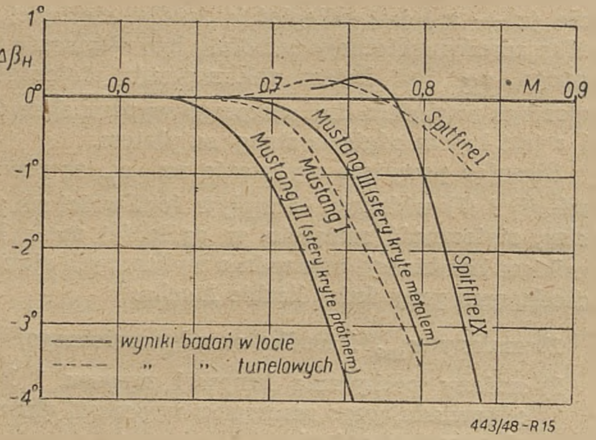
Dla jasnego zrozumienia zmian stateczności i sterowności samolotu, wywołanych dużą liczbą *Macha*, jest konieczna pełna analiza wyżej wymienionych zjawisk. Niestety jest to trudne do wykonania przy oparciu się o badania w locie, zwłaszcza w wypadkach, gdy zagadnienie komplikują duże odkształcenia kostrukcji. Większość badań w locie, omawianych w dalszym ciągu, będzie dotyczyła ogólnego wpływu liczby *Macha* na *zapasy: stateczności statycznej* i *sterowności*. Należy jednak starać się o analizę tych czynników w locie, gdyż ma to zasadnicze znaczenie, zwłaszcza ze względu na dostarczenie bezpośredniego materiału dla porównania wyników badań w locie z badaniami modelowymi i teoretycznymi. Z drugiej strony, badanie wpływu ściśliwości na *zapas stateczności statycznej i sterowności* ma zasadnicze znaczenie ze względu na ogólne zachowanie się samolotu przy dużej liczbie *Macha*.

6. 2. Pewne typowe pomiary stateczności i sterowności w locie przy dużej liczbie Macha.

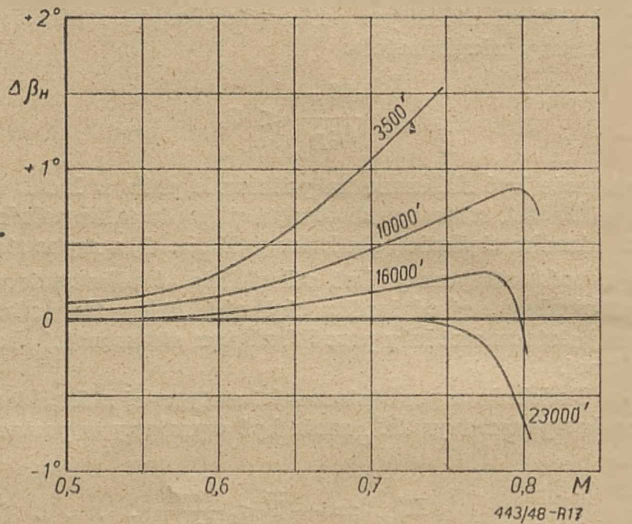
6. 2. 1. Zmiana wyważenia w locie nurkowym.

Najwcześniejsze przejawy wpływu ściśliwości na stateczność podłużną samolotów dotyczyły znacznych i często niebezpiecznych zmian w wyważeniu, jakie występowały przy nurkowaniu z wielkimi prędkościami.

Wykonano szereg pomiarów tych zmian. Typowe przykłady zawiera rysunek 15. Są tu przedstawione zmiany wychyleń steru wysokości, konieczne dla wyważenia samolotu Spitfire oraz dwóch samolotów typu Mustang — jednego ze sterem pokrytym płótnem, drugiego ze sterem pokrytym metalem. Różnice pomiędzy wynikami obu Mustangów były spowodowane przede wszystkim odkształceniami steru



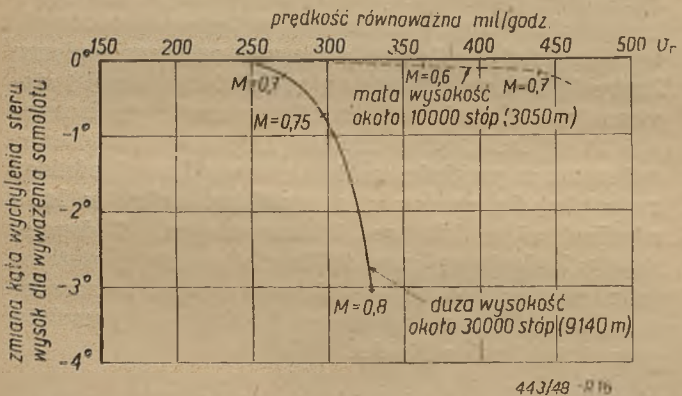
Rys. 15. Zmiana kąta wychylenia steru wysokości $\triangle\beta H$ z liczbą Macha (mierzona od kąta wychylenia steru potrzebnego dla wyważenia samolotu przy przyśpieszeniu 1g. przy tej samej prędkości równoważnej i małej liczbie Macha).



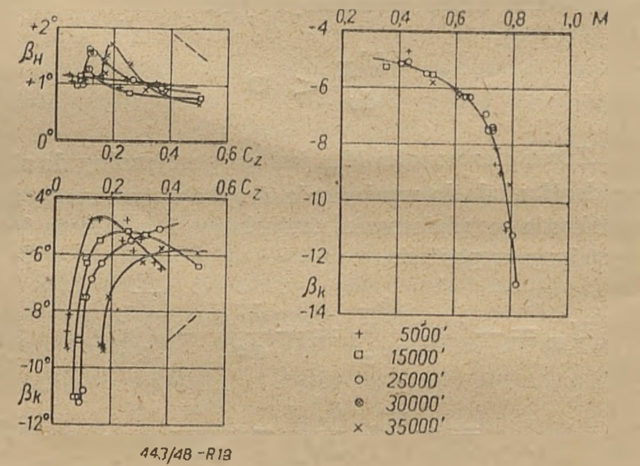
Rys. 17. Wpływ liczby Macha i odkształceń konstrukcji na kąt wychylenia steru wysokości potrzebny dla wyważenia samolotu (Me 262).

krytego płótnem. Zamieszczono również dane porównawcze, osiągnięte w tunelu na wielkie prędkości w R. A. E. przy liczbie *Reynoldsa* około 2×10^6.

Należy przypuszczać, że te duże zmiany w wyważeniu były spowodowane częściowo odkształceniami elastycznymi w locie. W wybranym wypadku, wyłączając deformacje krytego płótnem steru Mustanga I, odkształcenia te nie grały dużej roli.



Rys. 16. Mustang. Kąty wychylenia steru wysokości potrzebne dla wyważenia samolotu przy dużej prędkości (podane dla dwóch wysokości).



Rys. 18. Meteor IV. Wychylenia steru wysokości i klapki wyważającej konieczne do wyważenia samolotu. 14.000 obr./min.

βH — wychylenie steru wysokości potrzebne do wyważenia samolotu przy zerowym kącie klapki.

- - - pochylenie krzywej odpowiadające dodatniej stateczności.

Jest to widoczne z rysunku 16, gdzie są podane wychylenia steru wysokości, potrzebne dla wyważenia w zależności od *równoważnej prędkości* lotu dla 2-ch wysokości. Na małej wysokości zachodzi niewielka zmiana w kątach wychylenia steru aż do *prędkości równoważnej 440 m. p. h. (M = 0,7)*. Na dużej wysokości *(30 000 stóp = 9 150 m)* kąt wychylenia steru zmienił się aż o *3°* już przy prędkości *330 m. p. h. (M = 0,8)*, czyli że ta zmiana jest całkowicie związana z liczbą *Macha*, a nie z odkształceniami.

Tak jest jednak nie zawsze. Pewne badania wykonane w Niemczech na samolocie Me 262 wykazały wpływ odkształceń elastycznych oraz ściśliwości na stateczność podłużną. Zmiany wyważenia z szybkością były mierzone na kilku wysokościach, przy czym mierzono jednocześnie odkształcenia usterzenia oraz kadłuba. Wyniki są podane na rys. 17.

Widać tu, że zmiany wychylenia steru wysokości potrzebne dla wyważenia zależą od wysokości lotu. Jest to spowodowane znacznymi odkształceniami usterzenia wysokości. Przeważna część tych zmian, pociągająca za sobą zadzieranie się przodu zamolotu na małych wysokościach, jest spowodowana odkształceniami konstrukcji i gdy z krzywych równowagi dla różnych wysokości wyeliminować wpływy odkształceń, wszystkie punkty wyznaczają jedną krzywą, wykazującą zmiany wyważenia w kierunku opuszczania przodu samolotu, zaczynając od liczby *Macha* około *0,75*.

Wyżej omówiony wpływ ściśliwości na wychylenia steru wysokości konieczne dla wyważenia jest wynikiem:

1. zmian c_{mo} i środka aerodynamicznego samego skrzydła,
2. zmian kąta odchylenia strug za skrzydłem na wysokości usterzenia poziomego wskutek zmian w rozkładzie siły nośnej wzdłuż rozpiętości tegoż skrzydła,
3. zmian położenia samolotu, koniecznych dla uzyskania wymaganego wyporu.

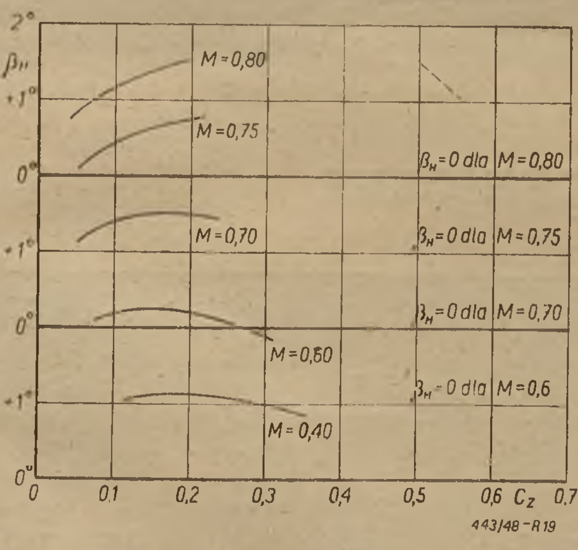
Dla samolotu zbliżonego do układu klasycznego trzeci czynnik daje moment pochylający na łeb. Drugi czynnik daje taki sam moment, o ile fala uderzeniowa tworzy się najpierw przy nasadach skrzydła. Czynnik pierwszy może działać w obydwóch kierunkach, ale nie wydaje się prawdopodobne, żeby mógł przewyższyć poprzednio podane czynniki. Toteż na ogół zmiana wyważenia przy zwykłym układzie da samolot ciężki na łeb, o ile nie zachodzą większe odkształcenia elastyczne konstrukcji.

Meteor zdaje się być wyjątkiem od tej reguły. Początkowa zmiana wyważenia daje samolot ciężki na ogon aż do $M = 0{,}8$. Jakkolwiek ta zmiana wyważenia może być nieco skomplikowana odkształceniami, to jednak wydaje się, że główna przyczyna leży w ściśliwości, w przeciwieństwie do Me 262, zewnętrznie podobnego do Meteora. Może to być spowodowane początkową stratą nośności na zewnątrz gondol silnikowych, powodując zwiększenie odchylenia strug na usterzeniu.

Początkowa zmiana wyważenia w kierunku ciężkiego ogona, po przekroczeniu liczby *Macha* $= 0{,}8$ przechodzi szybko w ciążenie na łeb (rys. 18).

6. 2. 2. Pomiary stateczności podłużnej przy dużej liczbie Macha.

Zmiany w wychyleniu steru wysokości, koniecznym dla wyważenia, w zależności od liczby *Macha*,



Rys. 19. Meteor IV. Kąty wychylenia steru wysokości potrzebne do wyważenia samolotu przy stałych liczbach Macha.
- - - pochylenie krzywej odpowiadające dodatniej stateczności.

omówione powyżej, wykazują, że stateczność statyczna ulega zmianom, ciążenie na łeb na określonej wysokości wskazuje zwykle na zmniejszenie *zapasu stateczności statycznej.* Te zmiany stateczności statycznej mogą być bardzo duże. Np. w wypadku Meteora (rys. 18) początkowo zachodzi znaczny wzrost w *zapasie stateczności z drążkiem trzymanym* przy wzrastającej liczbie *Macha,* następnie stateczność znacznie się zmniejsza, tak że *zapas stateczności statycznej* staje się ujemny dla *M* powyżej *0,8.* W wielu wypadkach mamy duży ujemny *zapas stateczności statycznej* przy najwyższych osiąganych liczbach *Macha.* Dobrym tego przykładem jest samolot Vampire (rys. 20).

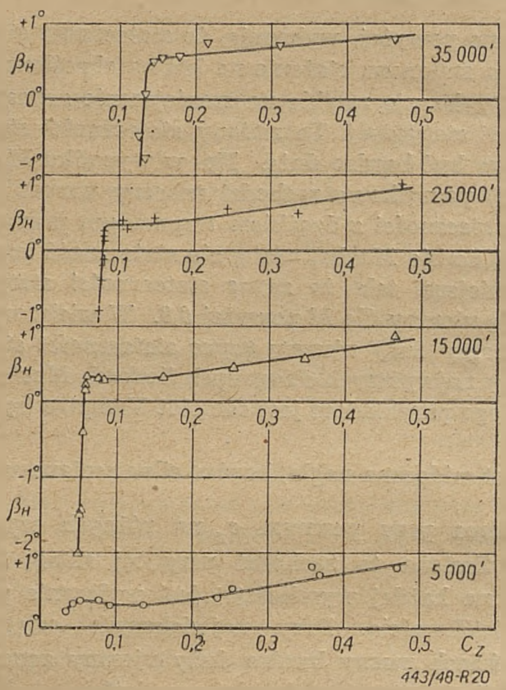
Jest widoczna nagła, bardzo silna zmiana w $\frac{d\beta_H}{dc_z}$ zachodząca przy pewnym c_z na różnych wysokościach. Zmiana ta zachodzi przy tej samej liczbie *Macha* na każdej wysokości i jest wyłącznie wywołana ściśliwością. Przy największych osiąganych prędkościach mamy bardzo duży ujemny *zapas stateczności statecznej* na każdej wysokości.

Na szczęście, przy tych dużych prędkościach znaczny ujemny *zapas stateczności statycznej* nie wydaje się mieć tak silnego wpływu na ogólną stateczność, jak by to miało miejsce przy szybkościach mniejszych. Ważnymi czynnikami przy dużych prędkościach są nie całkowite pochodne $\frac{d\beta_H}{dc_z}$ (lub $\frac{d\beta_H}{dv}$, czy też $\frac{dc_m}{dc_z}$), które wszystkie są proporcjonalne do K_n, ale cząstkowa pochodna $\frac{\partial\beta_H}{\partial c_z}$ przy stałej liczbie *Macha.* Ten czynnik jest też najważniejszy we wzorze na zapas sterowności H_m (porównaj wzór 3). Może on być określony z badań w locie trzema sposobami:

1. przez analizę krzywych wychylenia steru wysokości, potrzebnego do wyważenia w funkcji c_z, dla stałych liczb *Macha,* przy różnych wysokościach lotu poziomego,
2. przez bezpośredni pomiar zapasu sterowności,
3. przez szczegółową analizę drgań podłużnych w różnych warunkach lotu.

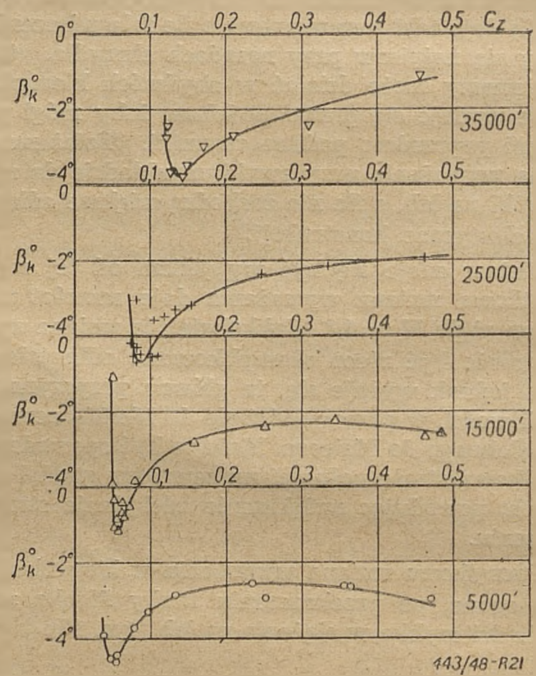
Pierwsze dwie metody były stosowane w R. A. E. Metoda trzecia nie została jeszcze dostatecznie rozwinięta w Anglii, ale jest szeroko stosowana w Stanach Zjednoczonych, jak to opisuje Millikan w „Journal of the Aeronautical Sciences" z września 1947 r. Zastosowanie pierwszej metody do wyników otrzymanych w locie poziomym na Meteorze i Vampirze jest podane na rys. 19 i 21. (Str. 72).

W wypadku Meteora zachodzi aż do najwyższych osiągniętych wartości *M* stały wzrost $\frac{\partial\beta_H}{\partial c_z}$ z liczbą *Macha,* świadcząc o zmniejszającej się stateczności.



Rys. 20. Vampire I. Kąty wychylenia steru wysokości konieczne do wyważenia samolotu.

W wypadku Vampira, przy małym współczynniku wyporu zmiany w $\frac{\partial \beta_H}{\partial c_z}$ są niewielkie aż do liczby *Macha* = *0,75*, natomiast powyżej zachodzi znaczny spadek $\frac{\partial \beta_H}{\partial c_z}$, wskazujący na wzrost stateczności. Przy współczynniku wyporu c_z powyżej *0,1* wydaje się zachodzić stały wzrost $\frac{\partial \beta_H}{\partial c_z}$ ze wzrastającą liczbą *Macha*. Przypadkowo mamy tu do czynienia ze znaczną niezgodnością między badaniami w locie i tunelowymi, te ostatnie wykazują znaczne zmniejszenie się stateczności przy $M = 0,8$ i małych c_z. Ta niezgodność może być spowodowana lokalnym wpływem skali w miejscach połączenia skrzydła z belkami niosącymi usterzenie. Wskazuje to na jedno z poważniejszych zagadnień przy analizie w wyniku badań tunelowych, mianowicie na wpływ skali, jaki może być widoczny w częściach samolotu, gdzie efektywna liczba *Reynoldsa* jest znacznie mniejsza, niż obliczona dla średniej cięciwy skrzydła rzeczywistego.



Rys. 21. Vampire I. Kąty wychylenia klapki wyważającej potrzebne do wyważenia samolotu.

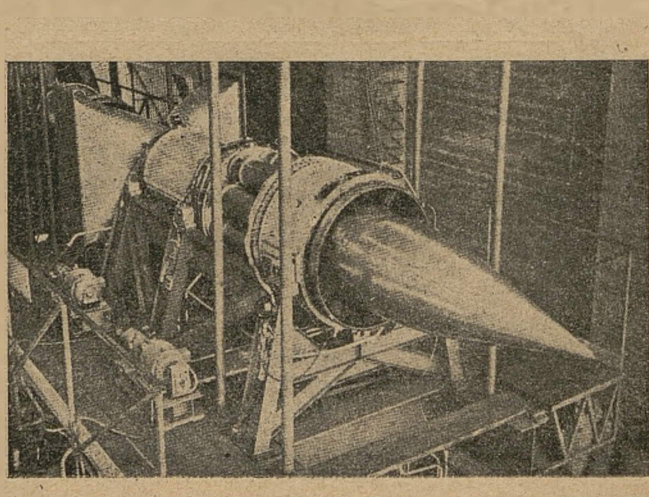
Dokończenie nastąpi w zeszycie następnym.
To be concluded.
Transteated from the Journal of Royal Aeronautical Society (August 1948) with permission of the Society.

NOWOŚCI TECHNICZNE

NAJWIĘKSZY SILNIK TURBINOWY.

Zdjęcie przedstawia silnik turbinowy *Northropa*, Turbodyne; posiada on wielostopniową turbinę spalinową oraz wielostopniową sprężarkę osiową. Turbodyne II rozwija moc 10000 KM i jest obecnie największym silnikiem lotniczym. Pozostała energia spalin jest wykorzystana do uzyskania dodatkowego ciągu. Silnik ten ze względu na swą wysoką moc nie nadaje się do zabudowania na żadnym z dotychczas wykonanych płatowców. Dla prób w locie przewidywana jest zabudowa jego w odpowiednio zmodyfikowanym dziobie bombowca Boeing B-29.

Aviation Week, November 29, 1948.



NOWE RADZIECKIE ŚMIGŁOWCE:

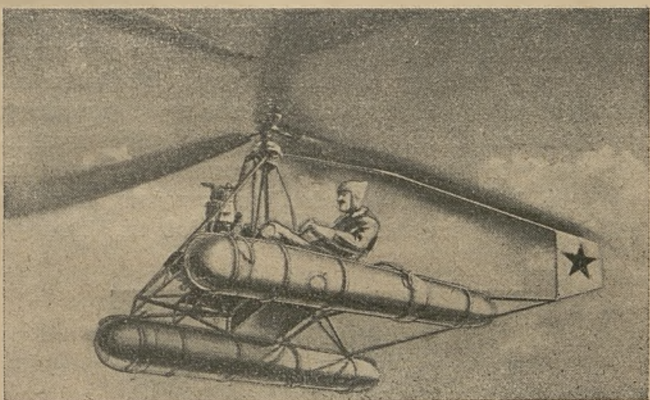
„Wiertolet“ N. Kamowa.

Jest to śmigłowiec projektu doświadczonego radzieckiego konstruktora wiropłatów — *N. I. Kamowa.* Pierwszą konstrukcją *Kamowa* był wiropłat *KASKR-1* wykonany w 1928 r.

Termin „Wiertolet“ powstał z połączenia dwóch wyrazów: wiertikalnyj letczyk i użyty został po raz pierwszy w roku 1928 do oznaczenia wiropłatu *KASKR-1.*

Wiertolet *Kamowa* różni się zasadniczo w budowie od znanych konstrukcji *Bratuchina.* Odznacza się on nadzwyczajną prostotą konstrukcji. Zespół nośny składa się z dwóch przeciwbieżnych wirników trójłopatkowych umieszczonych na jednej osi. Śmigłowiec wyposażony jest prawdopodobnie w dwucylindrowy silnik, chłodzony powietrzem. Krata kadłuba, zawierająca silnik wraz z przekładnią oraz fotel pilota, umieszczona jest bezpośrednio na dwóch pływakach.

Załączone zdjęcie ilustruje wyraźnie oryginalną konstrukcję „*Wiertoleta*“.

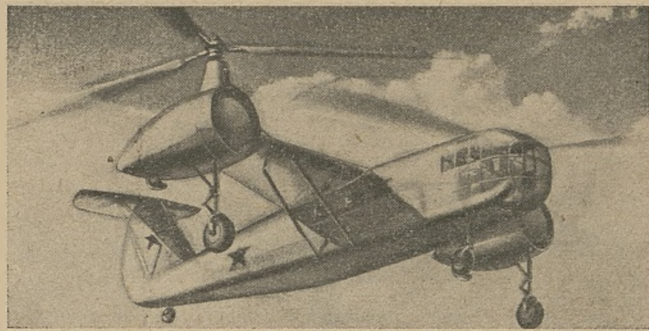


Ostatni śmigłowiec Bratuchina.

Prof. *Bratuchin* jest autorytetem w dziedzinie konstrukcji wiropłatów; opracował on szereg prototypów. Jego nowy śmigłowiec przedstawiony na ilustracji wydaje się że jest powiększeniem dwumiejscowej „Omegi“, która wzięła udział w pokazach podczas święta lotnictwa w Moskwie, w latach 1944—45.

Nowy śmigłowiec posiada prawdopodobnie konstrukcję całkowicie metalową. Ma on zabierać sześciu pasażerów; załoga składa się z dwóch ludzi. Posiada on dwa przeciwbieżne wirniki umieszczone bezpośrednio nad silnikami. Silniki zamontowane są na końcach krótkich skrzydeł podpartych zastrzałami. Silniki są przypuszczalnie ewolucją *600*-konnego gwiaździstego silnika *ASII-21.*

Aviation Week, April 18, 1948



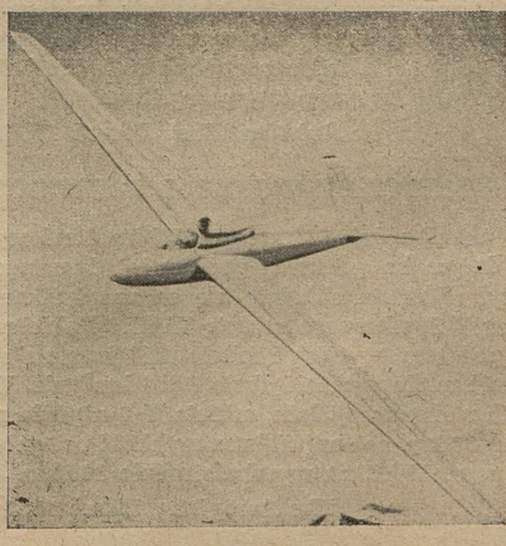
SZYBOWIEC Z POMOCNICZYM SILNICZKIEM STRUMIENIOWYM.

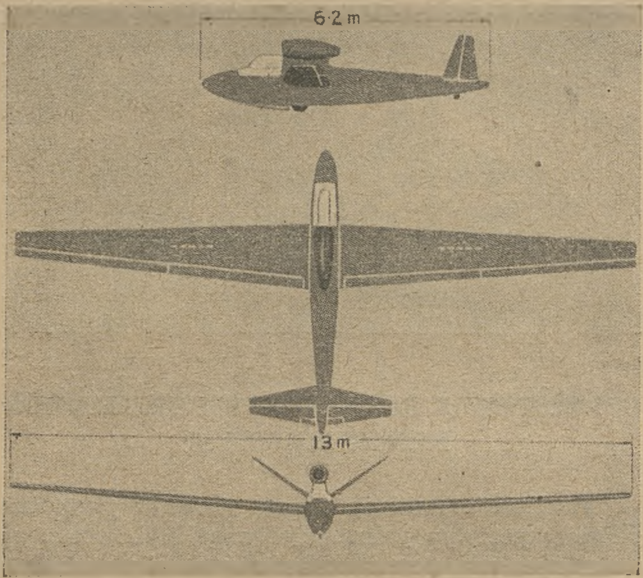
Francuskie Zakłady Fouga zbudowały ostatnio ciekawy prototyp jednomiejscowego szybowca z pomocniczym napędem strumieniowym. Szybowiec ten przeznaczony jest prawdopodobnie do badań meteorologicznych na dużych wysokościach; przewidziany jest on również jako lekki szkolny samolot akrobacyjny.

Jest to wolnonośny średniopłat z usterzeniem w kształcie V. Rozpiętość wynosi *13* m, powierzchnia skrzydła około *13* m². Płaty i kadłub są konstrukcji drewnianej, usterzenie jest całkowicie metalowe. Wyposażony jest w silnik turbostrumieniowy „Szydlowski-Turbomeca“ dający *80* kG. ciągu przy *32.000* obr/min (ciąg maksymalny ma wynosić 90 kG). Średnica silnika wynosi *42* cm. Zamontowany jest on nad kadłubem tuż poza kabiną pilota. Szybowiec posiada jednokołowe podwozie oraz zwykłą płozę ogonową. Po osiągnięciu pułapu, przewidziane jest schowanie silnika w kadłub — dalszy lot ma być normalnym lotem szybowcowym.

Całkowity ciężar startowy szybowca wynosić miał 497 kG. w tym ciężar samego szybowca — 274 kG, zaś ciężar silnika, zbiornika oraz paliwa — 140 kG.

Szybowiec ten został wystawiony w bieżącym roku na Międzynarodowym Salonie Lotniczym w Paryżu jako Castel-Mauboussin CM. 8R-13 „Cyklone“ i wzbudził ogólne zainteresowanie, stanowiąc jeden z najcie-





kawszych eksponatów Salonu. Całkowity ciężar wystawionego egzemplarza wynosi *485* kG, obciążenie płata — *37,3* kG/m². Obliczone wyczyny: szybkość maksymalna na poziomie morza — *250* km/godz; szybkość maksymalna na wysokości *3.500* m — *260* km/godz; szybkość wznoszenia przy ziemi — *3,9* m/sek; pułap — *10.000* m; długość startu — *350* m.

Aircraft Engineering, April 1949,
Aeronautics, June 1949

NOWY SPOSÓB ODLADZANIA OKIEN KABINY SAMOLOTU.

Firma Pittsburg Plate Glass Co wyprodukowała nowy typ niezamarzających szyb pod nazwą „nesa". Szyby utworzone są z dwóch płyt szklanych z zawartą między nimi warstwą przezroczystego plastyku zwiększającą wytrzymałość zespołu.

Warstwa plastyku powleczona jest cienką warstewką materiału „nesa", będącego przewodnikiem prądu elektrycznego.

Prąd do warstewki doprowadzany jest za pomocą dwóch pasków przewodnika wklejonych w przeciwległe krawędzie szyby. Opór elektryczny przewodzącej warstewki powoduje wywiązywanie się ciepła w ilości wystarczającej do stopienia każdego osadu lodu na zewnętrznej powierzchni szyby.

Próby przeprowadzane podczas lotów nad Północnym Atlantykiem wypadły pomyślnie.

Aviation Week, March 14, 1949

DOŚWIADCZALNY ZESPÓŁ RAKIETOWY.

W ośrodku doświadczalnym White Sand wykonano w lutym br. pierwszy próbny lot dwustopniowej rakiety. Rakieta składała się ze zmodyfikowanego pocisku V-2, niosącego rakietę WAC. Rakieta osiągnęła podobno wysokość około *400* km; największa szybkość miała wynosić około *8.000* km/godz. Według danych z obserwacji lotu, rakieta V-2 odpadła na wysokości 32 km, zaś największa szybkość osiągnięta została przez WAC na wysokości około 100 km.

The Aeroplane, March 11, 1949

PRZYRZĄD OSTRZEGAJĄCY PRZED BRAKIEM TLENU.

Ostatnio w Air Force School of Medicine (Randolph Field) opracowano przyrząd ostrzegający pilota gdy grożą mu zaburzenia wywołane brakiem tlenu. Przyrząd ten, zwany w skrócie EEG, będąc umocowanym na głowie pilota, reaguje na zjawiska zachodzące w mózgu podczas niedostatku tlenu. Na wysokości *7.600* m okres czasu pomiędzy pierwszymi objawami niedostatku tlenu, a wystąpieniem zaburzeń wynosi *270* sek. Przyrząd ostrzegający reaguje już po upływie maksimum *100* sek, tak że pilot ma jeszcze około *3* minut czasu do włączenia aparatu tlenowego, względnie do ewentualnego doprowadzenia go do porządku.

Doświadczenia z przyrządem EEG były przeprowadzane na *107* osobach. W *105* wypadkach wyniki były pozytywne.

Aviation Week, April 4, 1949

NOWY SYSTEM ROZRUCHU SILNIKÓW STRUMIENIOWYCH.

AiResearch Manufacturing Company w Los Angeles wyprodukowała ostatnio mały silnik turbinowy dający równoważnik *65* KM mocy. Silnik ten, ważący około *40* kg, posiada jednostopniową turbinę spalinową, dwustopniową sprężarkę, oraz dwie komory spalania. Wyposażony jest w *3/4*-konny rozrusznik elektryczny zasilany z akumulatora. Sprężarka silnika jest przewymiarowana; większa część sprężonego powietrza uzyskanego z niej służy do napędu wysokoobrotowej turbiny powietrznej rozrusznika pneumatycznego, który jest bezpośrednio sprzężony z wałem dużego silnika turbostrumieniowego lub turbinowego.



Ten system rozruchu uniezależnia samoloty wyposażone w silniki turbinowe od pomocniczych startowych urządzeń lotniskowych, koniecznych do rozruchu tego typu silników. Silniczek ten może poza tym zasilać sprężonym powietrzem wszystkie instalacje pneumatyczne samolotu, jak urządzenia klimatyzacyjne, urządzenia ogrzewające, urządzenie do utrzymywania stałego ciśnienia w kabinie samolotów wysokościowych itp.

Aeronautical Engineering Review, February 1949

NOWE KSIĄŻKI

G. W. MIKLASZEWSKI — Modele latające, (Przekład z rosyjskiego). Bibl. Ligi Lotniczej. Wyd. „Prasa Wojskowa". Warszawa, 1948; str. 304.

Ta piękna książka dla naszej młodzieży służyć ma za podręcznik dla instruktorów modelarstwa i zaawansowanych modelarzy, którzy znajdą tu odpowiedź na większość zagadnień lotniczych. Modelarstwo lotnicze bowiem to nie tylko zabawa w miniaturowe lotnictwo, ale jak słusznie zaznacza autor, modelarstwo może posłużyć jako wspaniała szkoła samodzielnej, twórczej pracy, wychowująca przyszłych wynalazców, pracowników naukowch i konstruktorów, a takich ludzi właśnie lotnictwo potrzebuje.

Dla spełnienia tego zadania autor wyłożył podstawy aerodynamiki, mechaniki lotu i statyki lotniczej w sposób przystępny a jednocześnie bezbłędny, czego nie można powiedzieć np. o wielu niemieckich podręcznikach modelarstwa.

Ponadto autor celowo usunął ze swej książki wszystkie specjalne reguły modelarskie, których pełno w literaturze anglo-amerykańskiej, aby nie stwarzać niepotrzebnego balastu dla pamięci młodzieży, natomiast położył nacisk na zrozumienie fizykalnej strony zjawiska. Dopiero w oparciu o te podstawy można te czy inne „recepty" poprawnie stosować.

Książka zawiera poza tym rysunki kilkunastu modeli latających (w tym jeden śmigłowiec), obszerny rozdział dotyczący budowy modeli, osobny o śmigle i silniku gumowym. Silniki benzynowe omawia bardzo krótko, a o samozapłonowych nawet nie wspomina. To samo odnosi się do silników odrzutowych, ale należy pamiętać, że autor pisał tę książkę w r. 1945.

Tłumacze zasłużyli niewątpliwie na podziękowanie od młodzieży za tak cenną książkę, ale od strony fachowców muszą spotkać się z rzeczową krytyką.

Zacznijmy od aerodynamiki (str. 33). Czytamy: „gęstość powietrza tzn. wagę jednego m^3 mierzymy w kg/m^3" — winno zaś być: „ciężar właściwy [1]) powietrza" tzn. ciężar jednego m^3, gdyż *gęstość* jest ilorazem ciężaru właściwego przez przyśpieszenie ziemskie, zaś *waga* jest przyrządem do mierzenia ciężaru i wszelkie liczne zwroty typu: waga modelu, waga skrzydła itp. są błędne; winno być *ciężar modelu* itd.

Tłumacze nie uznają *linii prądu* (linii toka), a wprowadzają linie strug? (str. 46).

O przepływie turbulencyjnym mówią: strumień zawirowany lub zawichrzony. Widmo opływu (str. 52) ma oznaczać *obraz przepływu.*

Łuk osiowy profilu — to *linia środkowa* lub *szkielet profilu.*

Używamy określenia *profil o stałym środku parcia*, nie zaś o nieruchomym. *Ciąg śmigła* jest siłą, więc określenie — siła ciągu — nie jest poprawne, a występuje wielokrotnie. Czasem trzeba użyć zwrotu *wielkość ciągu.*

Zamiast moc (praca) zatracona winno być: zużyta na... lub *praca rozciągania, skręcania* itp.

Przymiotnik „niewygodnyj" w całym podręczniku tłumaczono wadliwie jako niewygodny np. niewygodne wydłużenie, wymiary itp., podczas gdy winno być — *niekorzystne.* Natomiast polskie „niewygodny" — to rosyjskie „nieudobnyj" i w tym znaczeniu występuje u Miklaszewskiego np. na str. 164 oryginału.

Maziste mydło potasowe nazywamy potocznie *szarym mydłem* a nie zielonym wg. dosłownego tłumaczenia.

Siła nośna poza środkiem ciężkości *pochyla* model, a nie zakręca (str. 166), zmniejszenie prędkości za

[1]) który wg normy $\frac{PN}{N - 02080}$ powinien się wyrażać w kG/m^3 — przyp. red.

Dokończenie ze str. 54

Instalacja elektryczna powinna być wykonana w ten sposób, aby wszystkie światła zapalane z wieżyczki kontrolnej jak: lampy dróg startowych, przeszkodowe, graniczne, latarnia lotniskowa, wskaźnik kierunku lądowania itp. miały na planie lotniska odpowiadające im lampki sygnalizacyjne, które mają wskazywać, czy włączone światła palą się, czy nie.

Oświetlenie lotnisk w dużym stopniu zależy od typu użytkowanych samolotów i od urządzeń radiowych, stosowanych w danym czasie do ułatwienia ślepego lądowania. Ponieważ charakterystyki stosowanych samolotów nie są stałe, a urządzenia do ślepego lądowania będą ulepszane, przeto i wymagania odnośnie elektryfikacji lotnisk będą również z biegiem czasu ulegały zmianom. Jak wynika z powyższego opisu, problemy związane z elektryfikacją lotnisk są skomplikowane i wymagają studiów oraz stałego śledzenia postępu techniki w tej dziedzinie.

BIBLIOGRAFIA.

[1] Standard Specification for Airport Lighting. Part I, Equipment and Materials, May 1942.

[2] Installation of Contact Lights and other Flush Marker Lights, February 1944.

[3] I. C. A. O. Aerodroms, Air Routes and Ground Aids Division Third Session. D.O,C. 4809 AGA 550, 29.X.1947.

[4] Airport Runway Lighting Recommendations. Lighting Division General Electric, Jan.I.1948.

[5] R. H. Redmill, A. M. I. E. E. (Royal Aircraft Establishment) „Airfied Lighting". The Electrician; March 1946.

[6] A. T. H. Willis „Airport Lighting"; Air Transport; June 1946.

[7] H. J. Cory Pearson „Airport Lighting. Electrical Engineering, March 1942.

[8] Harry W. Baumer „Electrification of the Chicago Airport". Electrical Enginnering, July 1942.

[9] International Air Transport Association Delegation Report I. C. A. O. AGA Division Third Session, Montreal September 1947.

[10] Robert C. Platt „Low Cost Traffic Control". Aviation Maintenance and Operations, March 1947.

[11] Inż. mjr. L. Kamieniew „Oswieszczenije nocznych aerodromow". Wiestnik Wozdusznogo Floty, Nr 10 1944.

skrzydłem jest skutkiem *przyhamowania* warstwy powietrza a nie zagarnięcia (str. 173).

Stateczność „bokowaja" — to *boczna* a nie poprzeczna (sr. 158).

Emalit — to *lakier*, a nie cellon, który po rosyjsku nazywa się „aerołak". Terminy z wytrzymałości materiałów — również często błędne: „natiażenie" — to *naciąg* papieru, a nie naprężenie (str. 37), „moment soprotiwlenia" — to *wskaźnik wytrzymałości*, a nie moment oporu; „wremiennoje soprotiwlenie" — to *wytrzymałość doraźna*, a nie "czasowy opór" (str. 252); moment i naprężenie „razruszajuszczeje" — to moment wzgl. naprężenie *niszczące*, a nie odkształcające (str. 250). Zamiast zapas wytrzymałości przyjęto u nas określenie *pewność* lub *współczynnik pewności*.

Korekta cyfr i wzorów — słaba. Np. str. 141 — trzy poprawki: $\delta = 0{,}55$ zamiast błędnego $\delta = 55$; we wzorze 48 brak dwu pierwiastków, wiersz niżej $p = \frac{G}{S}$ bez zbędnego v; str. 182 — $A_{op.\ poz.} = 0$ winno być *0,6;* str. 44 $p = 1{,}125$ winno być *0,125;* str. 200 — wzór na M_k będzie błędny, jeśli poprawić wg. erraty; str. 208 — jednostką momentu bezwładności jest $kGmsek^2$ a nie $\frac{kgm}{sek^2}$.

Pomimo usterek, które niewątpliwie zostaną usunięte w następnym wydaniu, czytając tę książkę, mimowoli zazdrościmy obecnej młodzieży, że ma tak piękny podręcznik, którego nam bardzo brakowało, gdy dwadzieścia parę lat temu sami budowaliśmy modele.

A. A. UMANSKIJ — Prostrastwiennyje sistemy. Gosudarstwiennoje izdatielstwo stroitielnoj literatury (Strojizdat) Moskwa 1948.

Książka A. A. Umanskowo jest bardzo dobrym przykładem wzajemnego zazębiania się statyki lotniczej i statyki konstrukcji inżynierskich. Autor, wykorzystując swe doświadczenie w pierwszej dziedzinie, przenosi znane mu metody i rozwiązania do drugiej dziedziny statyki. Ze względu na nieco odrębną postać konstrukcji inżynierskich, technik czy inżynier lotniczy nie znajdzie w tej książce przykładów, które mógłby bezpośredno przenieść na spotykane w statyce konstrukcji płatowcowych zagadnienia. Ta pozorna wada jest jednak z drugiej strony zaletą. Konstrukcje inżynierskie są znacznie prostsze od lotniczych i zrozumienie zasad przenoszenia sił na prostszych elementach stanowić może wstęp do opanowania przebiegu sił w konstrukcjach bardziej złożonych. Wprowadzenie, szersze niż to jest praktykowane w statyce konstrukcji lotniczych, pojęcia statycznej zamienności ścianki i pręta kratownicy umożliwia konstruktorowi lotniczemu zrozumienie dość skomplikowanego przebiegu sił w okolicach wykrojów konstrukcji skorupowych. *Z. B.*

KRONIKA ZPIL

NOWI CZŁONKOWIE

W drugim kwartale b. r. zostali zweryfikowani i przyjęci na członków Koła Lotniczego następujący Koledzy:

79. *Lenkiewicz Stefan*
80. *Bocheński Jan*
81. *Gruszczyński Emil*
82. *Kamiński Kazimierz*
83. *Karski Janusz*
84. *Kurzyński Marian*
85. *Szurgott Andrzej*
86. *Witkowski Ryszard*
87. *Sołtyk Tadeusz*
88. *Frąckowiak Witold*
89. *Leyko Jerzy*
90. *Kołodziejczyk Leon*
91. *Wacławski Miecz.*
92. *Sołtyk Witold*
93. *Hryniewicz Piotr*
94. *Kartaziński Henryk*

ODCZYTY.

W okresie sprawozdawczym odbyły się następujące odczyty:

1 kwietnia b. r. — odczyt kol. *Jerzego Pindery* p. t. *„Zarys elastooptycznej metody analizy naprężeń"*.

29 kwietnia — odczyt kol. *prof. Jerzego Bukowskiego* p. t. *„Profile laminarne"*.

27 maja — odczyt kol. *Jana Staszka* p. t. *„Opływ profilu przy ponadkrytycznych liczbach Macha"*.

oraz

22 czerwca — odczyt kol. *prof. Bronisława Bochenka* p. t. *„Wytrzymałość metali w wysokich temperaturach"*.

Odczyty odbyły się w audytorium Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie ul. 6 Sierpnia 24 i cieszyły się dużym zainteresowaniem oraz frekwencją.

WYCIECZKA.

Dnia 10 czerwca b. r. odbyła się wycieczka członków ZPIL do warszawskiego portu lotniczego PLL „Lot" na Okęciu. Członkowie wycieczki zapoznali się z obecną organizacją służby ruchu i bezpieczeństwa na lotnisku Okęcie oraz zwiedzili stację goniometryczną.

Wydaje INSTYTUT WYDAWNICZY SIMP. Redaguje KOLEGIUM REDAKCYJNE ZPIL

Skład Kolegium: Przewodniczący — Inż. Wł. Fiszdon. Członkowie: dr inż. Z. Brzoska, płk. inż. H. Krajewski, inż. Fr. Janik, dr inż. Fr. Misztal, inż. W. Roth, inż. J. Paczoski (Redaktor Techn.).

Cena pojedyńczego zeszytu: 1948 r. — 120 zł, 1949 r. — 200 zł. Konto PKO-I-8100. Prenumerata za r. 1948 — 300 zł. półroczna w 1949 — 300 zł, roczna w 1949 — 600 zł.

Organizacjom młodzieży uczącej się przysługuje zniżka 50% przy prenumeracie od 10 egz.

Prenumerata za granicą: rocznie \$ 4 wzgl. £ 1

Adres Redakcji: Warszawa, ul. 6 Sierpnia 24. Adres Administracji: Warszawa, ul. Mickiewicza 18.

Redakcja czynna jest we wtorki i czwartki od godz: 17.30 do 18.30

Druk.: „AUTOMAT" Warszawa, Wileńska 7. B-80170